# TECHNICZNE NOWOŚCI LOTNICZE

ORGAN ZWIĄZKU POLSKICH INŻYNIERÓW LOTNICZYCH

ROK V. WARSZAWA – SIERPIEŃ 1937 r. Nr. 8

Redaktor Naczelny: Inż. JAN TUSZYŃSKI.


T R E Ś Ć:



# O NIEKTÓRYCH ZAGADNIENIACH ZWIĄZANYCH Z LOTAMI WYSOKOŚCIOWYMI*)


Inż. W. JAKIMIUK i dr. M. KWIEK


W ciągu ostatnich lat wzrasta zainteresowanie lotami wysokościowymi ze względu na szybki przewóz towarów i pasażerów, szczególnie jeśli w grę wchodzą duże odległości. Korzyści lotów wysokościowych są często krytykowane. Aby wyjaśnić celowość lotów wysokościowych przeanalizujemy te loty ze strony ilościowej, określając przeciętne szybkości i warunki przelotu. Będziemy rozważali normalny samolot, którego kabina przystosowana jest do lotów wysokościowych. Rozpatrzmy najpierw warunki aerodynamiczne lotu i następnie uwzględnimy czynniki meteorologiczne.

Rozważmy jak zmienia się szybkość w funkcji wysokości przy założeniu, że moc jest stała. Dla samolotu o charakterystykach podobnych do Douglasa D. C. 2 szybkość w funkcji wysokości będzie miała przebieg uwidoczniony na krzywych rys. 1. Krzywa 1 wykreślona jest w założeniu, że samolot leci na 65% mocy, krzywa 4 w założeniu, że samolot rozporządza mocą o 40% większą od mocy maksymalnej Douglasa D. C. 2.

Z kształtu krzywych widać, że im mniejsze jest obciążenie mocy tym większy jest przyrost szybkości na dużych wysokościach.

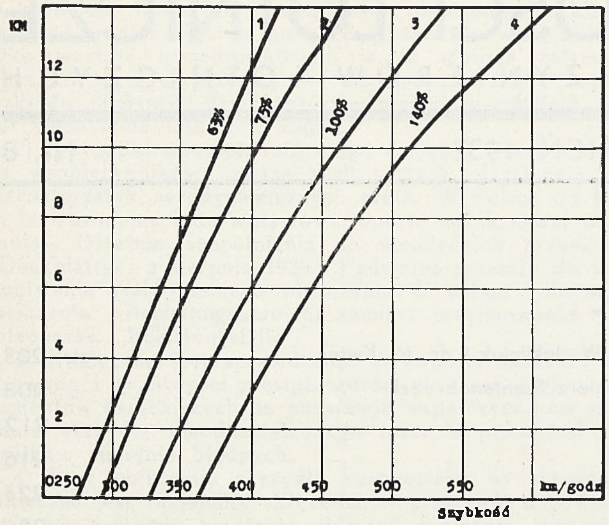
Następnie rozważmy wysokości, na których loty mają się odbywać.

Lekarze specjaliści twierdzą, że do 4500 m tlen nie jest niezbędny. Od 4500 do 7500 sprawa może być załatwiona przez dodanie odpowiedniej ilości tlenu do powietrza w kabinie. Na 9000 m trzeba wywołać nadciśnienie w kabinie, gdyż ciśnienie na tej wysokości jest mniejsze niż minimalne dopuszczalne cząstkowe ciśnienie tlenu.

Badając zalety lotów wysokościowych, musimy wziąć pod uwagę nie tylko szybkość poziomą, lecz również wznoszenie i schodzenie. Jeżeli kabina nie jest uszczelniona, to ze względu na zmianę ciśnień, szybkość wznoszenia nie powinna przekraczać 1,5 m/sek. i szybkość schodzenia 0,9 m/sek. ze względu na komfort pasażerów (wymaganie Department of Commerce). W rzeczywistości najlepsza szybkość wznoszenia samolotu komunikacyjnego wynosi około 5—6 m/sek. i szybkość schodzenia około 40 m/sek., więc dla kabiny bez urządzenia utrzymującego stałe ciśnienie w kabinie — wznoszenia i schodzenia są ograniczone fizjologią pasażerów, natomiast dla kabiny posiadającej takie urządzenie — jedynie własnościami aerodynamicznymi i wytrzymałościowymi samolotu.

Załóżmy, że mamy kabinę z kompresorem, wywołującym stałe nadciśnienie w kabinie i zobaczymy jakie przeciętne szybkości można w tych warunkach osiągnąć. Zakładamy, że czas zużyty na start, wznoszenie na 150 m, zejście ze 150 m, lądowanie i rolowanie wyniesie 10 min. Czas ten wzięto jako średni z amerykańskich doświadczeń. Wyniki obliczeń są podane na krzywych — rys. 2. Analiza krzywych wykazuje, że przy lotach $<$ 800 km nie opłaca się lecieć ponad 7500 m. Natomiast przy odległościach powyżej 1600 km

*) Odczyt wygłoszony na zebraniu Związku Polskich Inżynierów Lotniczych dnia 11 czerwca 1937 r.




Rys. 1.

zysk jest znaczny. Zysk na czasie otrzymany przy lotach wysokościowych przedstawiony jest na krzywych rys. 3. Krzywe pełne odpowiadają lotom z kabiną o stałym ciśnieniu, przy których szybkość wznoszenia i schodzenia ogranicza się jedynie własnościami aerodynamicznymi i wytrzymałościowymi samolotu, zaś krzywe kreskowane odpowiadają lotom w samolocie o kabinie nieuszczelnionej. Aby znaleźć, jaki zysk na czasie otrzymamy przy odległości 1600 km lecąc na 10000 m w kabinie uszczelnionej z nadciśnieniem w porównaniu do lotu w kabinie uszczelnionej na 4500 m — znajdujemy punkt przecięcia się pionowej 10000 m z krzywą pełną 4500 m, linia pozioma, przechodząca przez ten punkt wyznaczy czas 33 min. Chcąc porównać lot na 10000 m w kabinie uszczelnionej z lotem na 4500 m w kabinie nieuszczelnionej posługujemy się krzywą kreskowaną i znajdujemy czas 39 min. Zobaczmy przy jakich odległościach znajduje usprawiedliwienie lot na 12000 m. Na wykresie 4 mamy czasy przebycia 4800 km w funkcji ilości przystanków. Czas odpowiadający odciętej 1500 km oznacza czas potrzebny do przebycia 4500 km lądując co 1500 km i t. d. Widzimy, że nie należy robić przystanków poniżej 1600 km, natomiast nie opłaca się lecieć bez przerwy dłużej niż 2500 km.

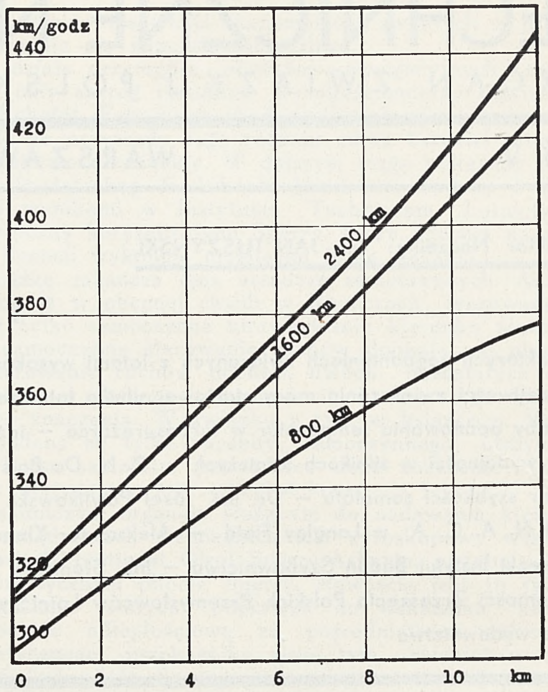
## Wnioski

1-o Lot na odległościach 1000 km powinien odbywać się poniżej 5000 m.

2-o Przy odległościach od 1000 km do 2000 km opłaci się lecieć pomiędzy 5000 m i 7500 m.

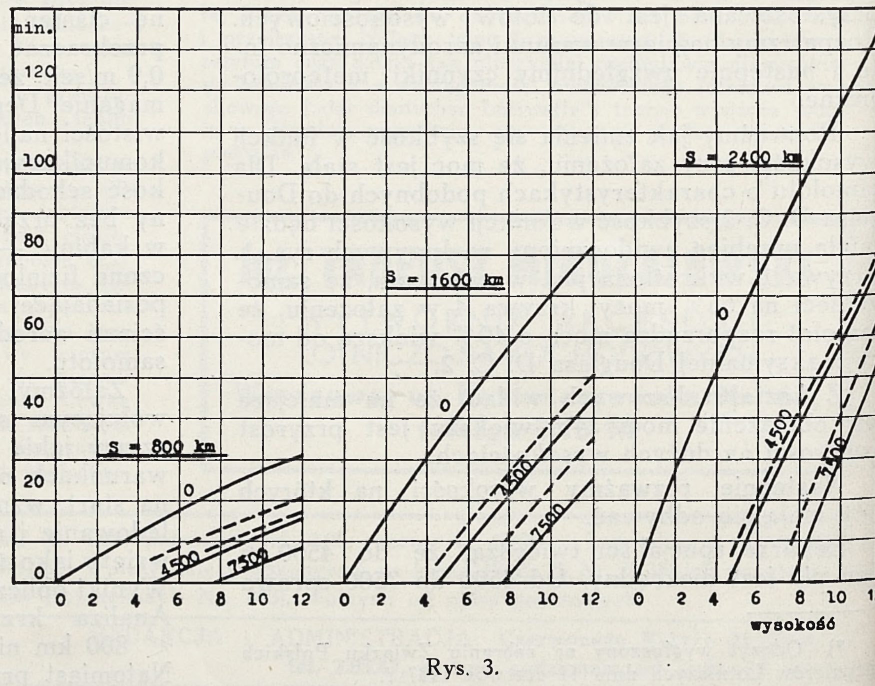
3-o Lot powyżej 7500 m opłaca się przy odległościach od 2000 do 3000 km.

4-o Przy lotach na odległość 6000 km nie warto robić dłuższych odcinków niż po 2000 km.

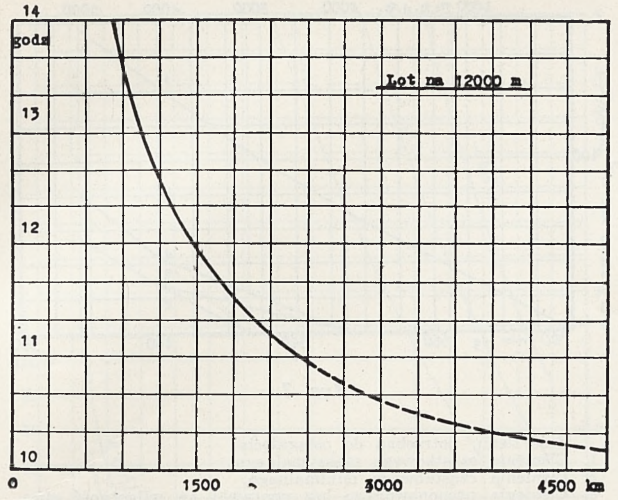



Rys. 2.

Przejdźmy obecnie do rozważania czynników meteorologicznych. W średnich szerokościach geograficznych na dużych wysokościach wieją wiatry z zachodu na wschód, na granicy stratosfery wiatru dochodzą do maksimum, wynoszącego ponad 100 km/godz., następnie maleją i zamieniają się na wiatry wiejące ze wschodu na zachód około wysokości 18000 m. Ta okoliczność wymagała by lotu na wschód na dużych wysokościach i lotu na zachód na małych wysokościach, ponieważ lotów na 18000 na razie nie możemy brać pod uwagę. To stworzyło by duże trudności w konstrukcji kabiny i śmigieł, które musiały by być przystosowane do lotów na dużych i małych wysokościach, a więc mieć zmienną średnicę a nawet zmienną ilość łopat.




Rys. 3.




Rys. 4.

Pogoda na dużych wysokościach jest stale dobra, lecz aby wznieść się na dużą wysokość należy przejść przez dolne warstwy, a więc trzeba mieć normalny ekwipunek do lotów bez widoczności i t. d. Przejrzyjmy pobieżnie trudności, jakie napotkamy przy realizacji samolotów, przystosowanych do lotów wysokościowych.

## Silniki

1-o Spotkamy się z trudnościami przy chłodzeniu silników.

2-o Duże trudności w zasilaniu stworzy nadmierne parowanie benzyny.

3-o Wskutek niskiego ciśnienia, izolatory przewodów elektrycznych mogą okazać się niewystarczające.

4-o Śmigła będą wymagały dużych zmian, ponieważ zmniejszy się krytyczna szybkość obwodowa.

5-o Powstaną duże trudności związane z kwestią sprężania silnika.

6-o Prawdopodobnie stanie się atkualna sprawa maszyny parowej ,której moc jest niezależna od wysokości.

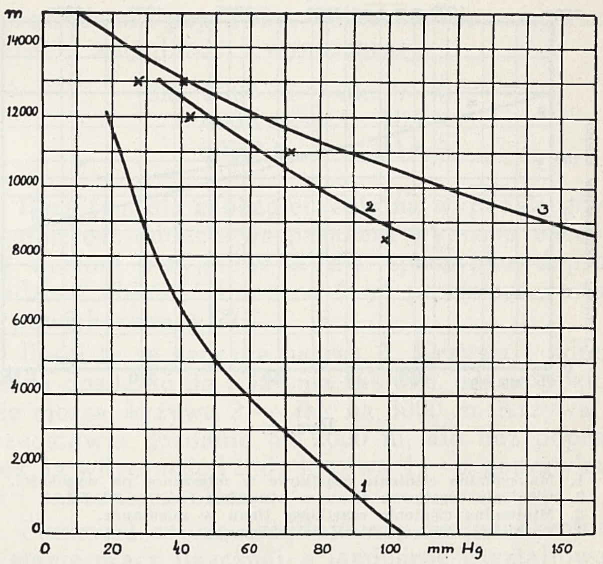
## Komfort pasażerów

Jeżeli chcemy przy locie na 12000 m utrzymać ciśnienie takie, jakie panuje na 3000 m przy przepływie 600 litrów/min. na pasażera trzeba zużyć moc ok. 1,5 KM na pasażera. Moc tę dostarczy specjalny silnik, a nawet dwa silniki ze względu na bezpieczeństwo, powiększając znacznie ciężar samolotu. Ciężar instalacji sprężającej wyniósł by około 350 kg na samolocie 20-osobowym.

## Trudności konstrukcyjne

Przy realizacji szczelnej kabiny, która ma wytrzymać znaczne nadciśnienie, spotkamy się z licznymi trudnościami konstrukcyjnymi.

1-o Kadłub będzie miał przekrój zbliżony do kołowego o grubym pokryciu i o szkielecie więcej wytrzymałym niż używane obecnie. Przyrost wagi z tego tytułu wyniesie około 250 kg dla samolotu 20-osobowego.




Rys. 5.

2-o Drzwi muszą być bardzo szczelne i otwierane do wewnątrz.

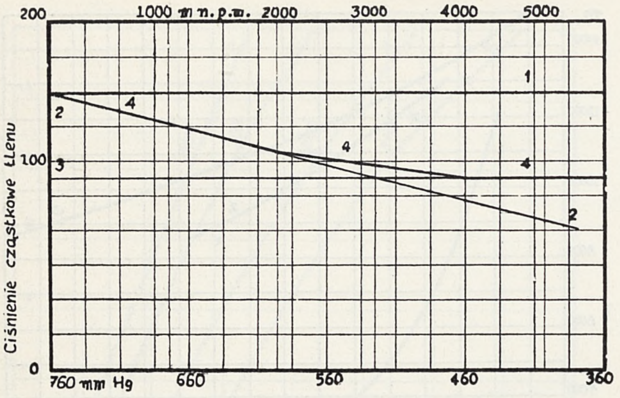
3-o Szczególne trudności napotka się przy konstruowaniu wiatrochronu.

4-o Sterowanie organów ruchomych ma być elektryczne lub hydrauliczne.

Przechodzimy obecnie do rozważenia specjalnych urządzeń tlenowych.

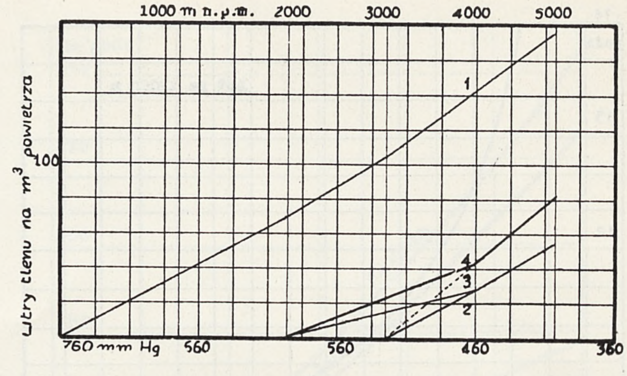
Organizm ludzki przystosowany jest do oddychania powietrzem o ciśnieniu ok. 760 mm Hg. Na wysokości ciśnienie powietrza jest mniejsze, to też w miarę wzbijania się samolotu organizm spotyka nienormalne warunki oddechowe i musi się do nich przystosować. Ponieważ oddychanie polega w gruncie rzeczy na chemicznym wiązaniu tlenu, więc głównie ciśnienie cząstkowe tlenu, wynoszące na poziomie morza prawie 160 mm Hg. odgrywa rolę w reakcji organizmu na obniżenie ciśnienia atmosfery.

Do wysokości ok. 4000 m organizm może przystosować się do zmniejszonego ciśnienia tlenu, początkowo przez uruchomienie istniejących rezerw utlenionej krwi, następnie przez powiększenie objętości minutowej oddechu i serca, wreszcie przez zmniejszenie procentu dwutlenku węgla, zawartego we krwi, co pozornie (wzgl.) podwyższa ciśnienie tlenu. Z tych to względów używa się pojęcia powietrza pęcherzykowego i mierzy się ciśnienie cząstkowe składników atmosfery w płucach, t. zw. ciśnienia pęcherzykowe, porównywając je z ciśnieniami pozornymi (napięciami) gazów we krwi. Powyżej 4000 m można przebywać tylko bardzo krótko, grozi to bowiem poważnymi następstwami dla stanu fizycznego i psychicznego człowieka. O ile poniżej 4000 m dostarczenie tlenu jest sprawą komfortu i higieny, to powyżej sprawą zdrowia i bezpieczeństwa. Wspomniane wyżej ciśnienie pęcherzykowe tlenu zależy przede wszystkim od ciśnienia tlenu w atmosferze i daje się obliczyć z zadawalającą dokładnością. Na wysokości ok. 3000 m wynosi ono 70 mm Hg: jest to najniższa wartość, jaką z punktu widzenia komfortu można dopuścić w samolocie pasażerskim,




Rys. 6.

1. Maksymalne ciśnienie cząstkowe w mieszance na wysokości.
2. Ciśnienie cząstkowe tlenu w atmosferze na wysokości.
3. Minimalne ciśnienie cząstkowe tlenu w mieszance.
4. Parcjalne ciśnienie tlenu w mieszance.




Rys. 7.

Ilość tlenu, potrzebna do osiągnięcia:
1. Ciśnienia cząstkowego maksymalnego.
2. Ciśnienia cząstkowego minimalnego.
3. Ciśnienia proponowanego bez poprawki na wilgotność etc.
4. Ciśnienia proponowanego z poprawkami.

Odpowiada ona ok. 110 mm ciśnienia cząstkowego tlenu w atmosferze.

Wielkość ciśnienia cząstkowego tlenu oraz ciśnienia pęcherzykowego tlenu wprowadzają konieczność wprowadzenia oddychania czystym tlenem, począwszy od wysokości ok. 8000 metrów, a sprężania atmosfery (której ciśnienie całkowite wyniosło by mniej niż konieczne ciśnienie tlenu) od około 10500 m.

Na rys. 5 krzywa 1 przedstawia przebieg ciśnienia pęcherzykowego tlenu przy oddychaniu czystym powietrzem niesprężanym; krzywa 2 ciśnienie pęcherzykowe tlenu mierzone przy oddychaniu tlenem pod ciśnieniem równym atmosferycznemu na odpowiedniej wysokości (punkty oznaczone x są punktami pomiarów); krzywa 3 — ciśnienie jak poprzednio obliczone. Punkt A jest na przecięciu krzywej ciśnienia pęcherzykowego tlenu z prostą 70 mm Hg, odpowiada on początkowi sprężania tlenu, uniemożliwiającemu dalsze opadanie ciśnienia pęcherzykowego z wysokością. Dostarczenie tlenu pasażerowi maszyny komunikacyjnej jest zagadnieniem o tyle specjalnym, że nie wystarczy zadowolić wymagań higieny i zdrowotności, lecz trzeba liczyć się i z wymaganiami komfortu, oraz gospodarczości instalacji tlenowej. Wymagania te są niejednokrotnie sprzeczne ze sobą i trzeba między nimi przeprowadzić kompromis, ale taki, żeby uzyskać doprawdy korzystny wynik.

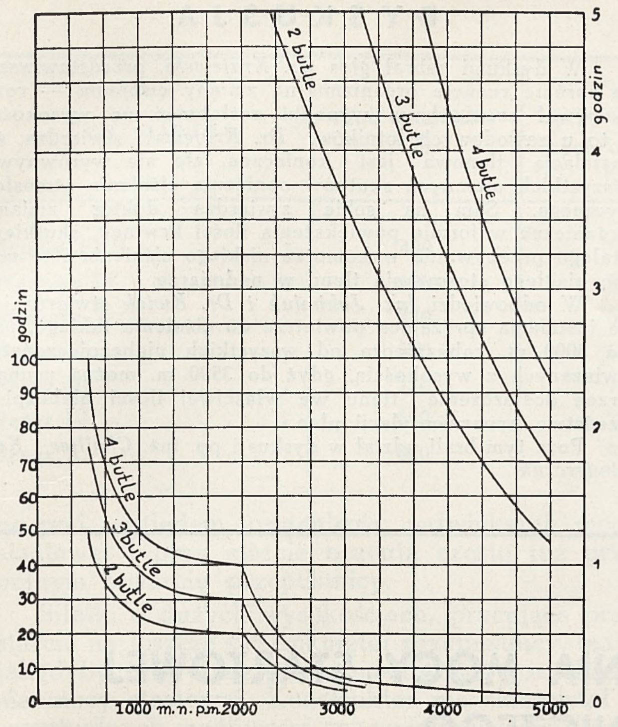
Najprostszym sposobem dostarczania tlenu jest maska inhalacyjna. Ze względu na komfort pasażerski należy ją wykluczyć, o ile tylko jest to z innych powodów możliwe. Wadami maski jest: ciężar maski, ciężar rurociągu, konieczność ograniczenia swobody pasażera, wreszcie przeciwciśnienie, które stawia ona wdechowi i wydechowi, wynoszące ok. 50 kg/m² po pół godzinie użycia. Ciśnienie to jest małe w pierwszej chwili po założeniu maski; w miarę rozgrzewania twarzy i zmęczenia — wzrasta. Z tych powodów maski dla dobrego funkcjonowania wymagają nadmiaru tlenu; dostarcza się do nich tyle tlenu, aby jego ciśnienie cząstkowe we wdychanym powietrzu wynosiło tyle, lub nieco więcej niż na poziomie morza ok. 160 mm Hg.

Drugim sposobem narzucającym się dla swej prostoty, jest dodawanie tlenu do powietrza wentylacyjnego. Tutaj piętrzą się jednak natychmiast przeszkody natury gospodarczej.

Człowiek (pasażer) oprócz dwutlenku węgla wydziela — przez płuca i przez całą skórę — znaczną ilość produktów przemiany materii i rozpadu (szczególnie skóry), które mimo małej bardzo ilości drażnią jego narządy powonienia i smaku, powodując liczne dolegliwości w locie. Wywentylowanie tych produktów zmniejsza ogromnie ilość zachorowań w locie, np. po wprowadzeniu racjonalnej wentylacji na liniach amerykańskich, procent zachorowań wśród pasażerów opadł z 40% na 1%. Aby jednak wentylacja działała zadawalająco, trzeba dostarczyć do kabiny 450 do 600 litrów powietrza na pasażera i minutę.

Gdybyśmy chcieli np. na wysokości 5000 m utrzymać ciśnienie cząstkowe tlenu takie, jak na ziemi mając 10 pasażerów i 500 litrów/min. na pasażera, zużywalibyśmy 825 litrów tlenu, zredukowanego na 20° C i 760 mm Hg na jedną minutę. Oczywiście zabieranie takiego zapasu tlenu (50 m³ na godzinę lotu) było by z punktu widzenia gospodarczego nonsensem.

Dla pewnej maszyny komunikacyjnej, będącej w budowie, został zastosowany następujący sposób zaopatrywania pasażerów w tlen: Wentylacja dostarcza 500 litrów/min. na pasażera powietrza, ogrzanego do pokojowej temperatury. Powietrze to wydostaje się z wylotów przewodu, obiegającego podłogę kabiny, ze względnie małą prędkością. Wydostaje się ono z kabiny przez otwory wentylacyjne umieszczone w lampach na suficie. Przepływ powietrza w kabinie ukształtowany jest możliwie laminarnie, w kierunku od dołu ku górze. Niezależnie od przewodów wentylacji dolnej, umieszczonych po obwodzie podłogi kabiny, istnieją przewody górne, umieszczone nad oknami. W przewodach tych jest rura dla powietrza i rura dla tlenu. W okolicy każdego fotela znajduje się dysza, do której wchodzi odgałęzienie rury powietrznej i tlenowej. Dysza jest zamocowana na przegubie kulowym, którego ruch jest ograniczony w ten sposób, że wychodzący z dyszy strumień mieszanki powietrza z tlenem pada na twarz pasażera, siedzącego na fotelu, lub nieco niżej. Szyb-




Rys. 8. Czas działania instalacji tlenowej przy normalnym zużyciu tlenu.

kość wylotowa strumienia jest tak dobrana, że traci on prędkość i rozrywa się w okolicy głowy pasażera, wytwarzając lokalne skupienia tlenu. W najniższym nastawieniu dyszy płynące ku górze powietrze wentylacyjne przynosi jeszcze przed twarz pasażera dostateczną ilość tlenu.

Ilość tlenu w mieszance jest regulowana automatycznie, w zależności od ciśnienia atmosfery, przez zawór z kapsułką aneroidową. Temperatura mieszanki utrzymywana jest za pomocą osobnego termostatu.

Ciśnienie cząstkowe tlenu w okolicy głowy pasażera daje się nie trudno obliczyć. Na wysokości już 2000 m instalacja zaczyna dostarczać tlenu, choć wystarczyło by zacząć na wys. 3000 m. Chodzi tu jednak o złagodzenie zmian ciśnienia cząstkowego tlenu; dopiero na wysokości 4000 metrów pozwala mu regulacja automatyczna opaść do tego ciśnienia, jakie panuje na wys. 3000 m, a między 2000 i 4000 metrów utrzymywane są wartości pośrednie. Począwszy od 4000 metrów regulacja automatyczna utrzymuje to ciśnienie, co na wysokości 3000 metrów. Stosunki te obrazuje rys. 6. Prosta 1 odpowiada ciśnieniu cząstkowemu tlenu na ziemi; krzywa 2 — na wysokości. Prosta 3 odpowiada najmniejszemu dopuszczalnemu ze względu na komfort ciśnieniu cząstkowemu tlenu. Krzywa 4 przedstawia ciśnienie tlenu, regulowane przez instalację: widzimy, że dopiero od 4000 m osiąga ono wartość najmniejszą.

Ilość mieszanki tlenowej jest wymierzona tak, aby zadowolić objętość oddechową człowieka w spoczynku. Ponieważ przyswajanie tlenu (względnie ciśnienie pęcherzykowe) jest też zależne od wilgotności powietrza, do ilości tlenu została wprowadzona poprawka, obliczona na najgorsze warunki wilgotności i wynosząca:

| | | |
|---|---|---|
| dla 3000 m | — ok. | 9 % |
| 4000 m | — | 10,2% |
| 5000 m | — | 11,6% |

Poza tym dla zabezpieczenia na wypadek, gdyby objętość oddechowa pasażera wynosiła więcej, niż wartość przyjmowana dla spoczynku, doprowadzona objętość tlenu na 1 m³ powietrza została powiększona o 50%.

Ilości te są zebrane na rys. 7. Krzywa 1 odpowiada dosilaniu do ciśnienia takiego, jak na poziomie morza, krzywa 2 — jak na 3000 m. Krzywa 3 przedstawia dosilanie od 2000 m, ale bez poprawek na wilgotność i t. d., krzywa 4 — z poprawkami i zabezpieczeniem.

Ponieważ załoga znajduje się niejednokrotnie w stanie pracy fizycznej, a laminarne ukształtowanie przepływu powietrza wentylacyjnego w kabinie pilotów jest nader trudne, zostały dla załogi zastosowane udoskonalone maski. Są to normalne maski FMP z oszczędzaczem elektrycznym, przerywającym prąd tlenu na czas wydechu, jedynie przewód wlotowy został znacznie rozszerzony i dostarczona przezeń została mieszanka tlenu z powietrzem. W ten sposób otrzymuje się znaczne zmniejszenie przeciwciśnienia wdechowego, gdyż ilość mieszanki pokrywa zapotrzebowanie oddechowe całkowicie, a skutkiem przepłukiwania mieszanki powietrzem — usuwa się też męczące nagrzewanie się twarzy pod maską.

Dla zapewnienia pełnego bezpieczeństwa maszynie, zawór automatyczny odmierzający tlen dla masek załogi zaczyna działać już na wysokości 1000 m. Tlen zaczyna płynąć z chwilą zdjęcia maski z metalowego haczyka, stanowiącego kontakt, równoległy do kontaktu oszczędzacza. Ilość tlenu może być w pewnych granicach powiększana przez załogę.

Na rys. 8 przedstawione są czasy działania instalacji tlenowej kompletnej, obsługującej 14 pasażerów i 4 osoby załogi w sposób opisany w założeniu, że użyte są specjalne butle duralowe, mające po 15 litrów pojemności wodnej i napełnione do 200 atmosfer. Dla porównania zaznaczamy, że przy użyciu inhalatorów dla załogi i pasażerów czas działania przy 4 butlach wyniósł by dla 3000 m — 4,5 godz., 4000 m — 3,5 godz., 5000 m — 2 godz., od 5000 m wysokości instalacja inhalatora jest ekonomiczniejsza; poniżej — instalacja centralna.

Ciężar załogi wraz z 4 butlami wynosi ok. 100 kg.

## LITERATURA

Journal of the Aeronautical Sciences. November 1935, May 1936.

Haldane. J. S. A. M. Kellas i D. M. Kennavay J. of Physiology **53**, 181 (1919).

Mc. Farland, R. A. Arch. of Psyhol. **145**, 1, (1932). Przy tej pracy znajduje się obszerna literatura.

H. Goldman n. G. Schubert: Acta aerophysiol. **1**, 78 (1933).

H. von Diringshofen: Acta aerophysiol. **1**, 48 (1933).

C. Talenti: Arch. di Sci. biol. **10** (1927).

C. Talenti: Arch. di Sci. biol. **14**, 125 (1930).

J. Jongbloed, 5 Congr. internat. de la navigation aerienne.

J. Jongbloed, Arch. néerl. physiol. 19, 538 (1934).

J. Jongbloed, Bejtrag tot de physiol. d. Vliegers opgroote hootgen. Utrecht 1929.

F. Flury i F. Fernik: Schädliche Gase. Berlin 1931.

J. Chr. Habach: Niegerkenringen op 5000 m. hoogte. Vorking-Baudoeng 1935.

A. J. Anthony i S. Atmer: Die Bemessung des Sauerstoffzusatzes etc. Bericht des Instituts f. Luftfahrtmedizin, Hamburg-Eppendorff 1936.

St. J. Zand. Comfort in Air Travel. Reprinted from J. R. A. S., London 1936 R. p. Baszet.

**Dzieła ogólniejsze:**

G. Schubert, Physiologie d. Menschen im Flugzeug, Berlin 1936.

Rietzchel. Podręcznik ogrzewania i wietrzenia, w tym J. Bürgers: Znaczenie higieniczne ogrzewania i wietrzenia, Warszawa 1933.

## DYSKUSJA

W dyskusji zabrał głos *Dr. Krajewski*, przedstawiwszy w skrócie reakcje organizmu na zmiany ciśnienia — rozpatrywał szczegółowo wypadki zasłabnięć na wysokości i to u zawodowych lotników. *Dr. Krajewski* stwierdza, że instalacja tlenowa jest konieczna, ale nie wyrównywa wszystkich ujemnych skutków obniżenia ciśnienia atmosferycznego. Sam na sobie stwierdza doktór zmiany organiczne w formie powiększenia ilości krwinek, skutkiem stałego przebywania w komorze niskiego ciśnienia i to mimo ciągłego stosowania tlenu w nadmiarze.

W odpowiedzi *Inż. Jakimiuk i Dr. Kwiek* stwierdzają, że instalacja sprężająca powietrze do ciśnienia takiego, jak na 3000 m. zabezpiecza od wszystkich niebezpieczeństw związanych z wysokością, gdyż do 3500 m. można usunąć przez dostarczenie tlenu we właściwej ilości niebezpieczeństwo hyperwentylacji płuc.

Poza tym brali udział w dyskusji pp. inż. *Challier i Kazimierczuk*.

# O MOŻLIWOŚCI ZWIĘKSZENIA MOCY STARTOWEJ SILNIKA LOTNICZEGO

Inż. KAZIMIERZ KAMIENOBRODZKI

Krótki start samolotu jest dzisiaj zaletą coraz bardziej pożądaną i cenioną. Zadania bojowe, stawiane samolotom wojskowym wymagają w wielu wypadkach oderwania się od ziemi z bardzo dużym obciążeniem, lub w terenach zgoła przypadkowych i bardzo mało przypominających wyglądem i wymiarami lotnisko.

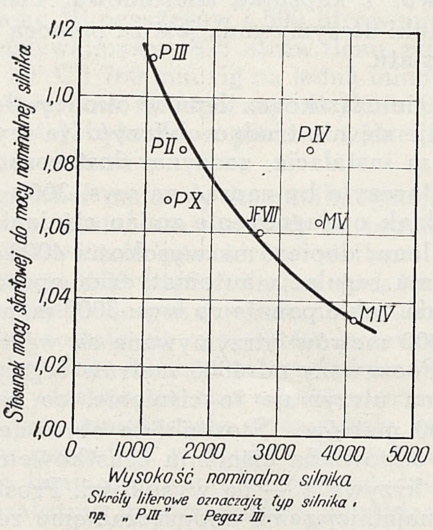
Największym krokiem, jaki konstruktorzy zrobili w ostatnich latach w kierunku ułatwienia startu — to oddanie do codziennego użytku śmigła o zmiennym skoku; pomysł ten nie jest nowością, bo już przed 25 laty, a więc prawie w dziecinnych latach lotnictwa, latał we Włoszech niewielki samolot Caproni ze śmigłem o łopatkach nastawianych przez pilota w locie. Ale. o ile wiem, skończyło się wtedy tylko na lotach doświadczalnych. Dopiero dzisiaj stosowane konstrukcje o dużej doskonałości mechanizmów pozwalają na szerokie zastosowanie śmigieł o zmiennym skoku, a co za tym idzie — wykorzystania dla startu największej mocy silnika na maksymalnych obrotach.

Zestawienie cyfr podane na tabliczce 1 wykazuje, że wymienione tam silniki konstrukcji f-my Bristol, jakkolwiek różnią się między sobą datą powstania konstrukcji, w skrajnych wypadkach o przeszło 10 lat, mimo to nie wykazują żadnych bardziej widocznych różnic w stosunku mocy startowej do mocy nominalnej.

Podczas gdy startowe ciśnienie ładowania jest większe od nominalnego o 10 do 13%, moc startowa jest większa od nominalnej zaledwie o 3,5 do 11%.

Wyraźną jest natomiast zależność nadwyżki mocy startowej nad nominalną od wysokości nominalnej silnika. Ta zależność przedstawiona na wykresie rys. 1, wykazuje przewagę silników o małej wysokości nominalnej nad silnikami o dużej wysokości.

Zjawisko to występuje wskutek tego, że moc startowa dla wszystkich silników jest określana w warunkach atmosferycznych przyziemnych, zaś moc nominalna na warunkach atmosfery wzorcowej na wysokości nominalnej, gdzie silniki o dużej wysokości korzystają ze znacznego wzrostu




Rys. 1. Stosunek mocy startowej do mocy nominalnej silnika w funkcji wysokości nominalnej silnika

mocy, wywołanego zmniejszonym przeciwciśnieniem na wylocie i zwiększonym napełnieniem wskutek niższej temperatury na ssaniu.

Silniki o małych wysokościach nominalnych (około 1000 m.) są prawie całkowicie wykorzysta-

*Tabl. 1.*

| Typ silnika | Moc nominalna KM. | Moc startowa (przy nominalnych obrotach) KM. | Stosunek mocy startowej do mocy nominal. | Stosunek startowego ciśń. ładow. do nominaln. ciśń. ładow. | Wysokość nominalna silnika m. |
|---|---|---|---|---|---|
| Jupiter FVII | 490 | 520 | 1,06 | 1,10 | 2750 |
| Merkury IV | 520 | 540 | 1,035 | 1,10 | 4115 |
| Merkury V | 570 | 610 | 1,065 | 1,13 | 3660 |
| Pegaz II | 570 | 620 | 1,085 | 1,10 | 1520 |
| Pegaz III | 710 | 790 | 1,11 | 1,10 | 1060 |
| Pegaz IV | 690 | 750 | 1,085 | 1,13 | 3500 |
| Pegaz X | 860 | 920 | 1,07 | 1,12 | 1220 |

ne pod względem osiągnięcia największej mocy startowej i przy starcie pracują często już przy pełnym otwarciu przepustnicy.

Silniki o dużych wysokościach, pracujące przy starcie na jeszcze przymkniętej przepustnicy, mają jakgdyby niewykorzystane możliwości powiększenia mocy startowej. Konstruktor nie skorzystał z ewentualnych możliwości znaczniejszego zwiększenia ciśnienia ładowania dla startu, będąc ograniczonym w pierwszym rzędzie niewystarczającą odpornością paliwa na detonację oraz znacznym wzrostem temperatur silnika przy zwiększaniu ciśnienia ładowania.

W tych warunkach interesujące są wyniki niedawno przeprowadzonej próby zwiększenia mocy startowej silnika bez podwyższenia temperatur silnika. Dla osiągnięcia tego celu użyto metody t. zw. chłodzenia wewnętrznego, polegającego na zasilaniu silnika paliwem o dużej zawartości spirytusu. Próby te przeprowadzono na gwiazdowym 9-cio cylindrowym silniku, chłodzonym powietrzem, konstrukcji europejskiej.

Dla pomiarów temperatur zamontowano na silniku 12 termopar:

4 — pod świecami,
4 — na nieużebrowanej, przykarterowej części tulei cylindra,
4 — na głowicach przy rurach ssących.

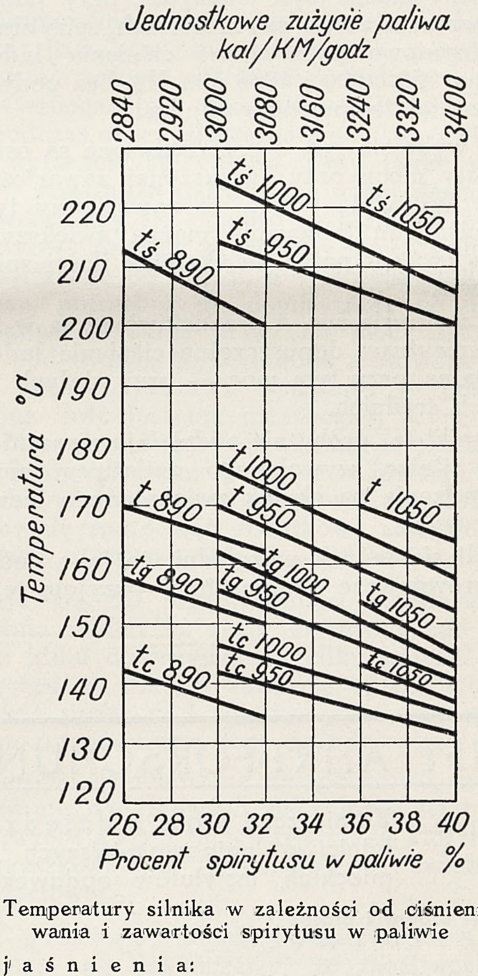
Mieszanka paliwowa składała się z benzyny i benzolu w stosunku objętościowym 7,5 : 1, oraz ze spirytusu w ilościach zmiennych od 15 do 40%. Prócz tego w mieszance znajdował się czteroetylek ołowiu w ilości około 0,8‰ zawartości benzyny i benzolu razem.

Jako podstawowe, wyjściowe temperatury porównawcze przyjęto te, które występują na silniku przy normalnym startowym ciśnieniu ładowania (890 mm Hg.) przy pracy na paliwie j. w. o 15% zawartości spirytusu.

W pierwszym etapie próby przeprowadzono pomiary temperatur przy stałym ciśnieniu ładowania, przy zwiększaniu procentowej zawartości spirytusu w paliwie i przy równoczesnym zmniejszaniu jednostkowego zużycia paliwa.

Próby te wykazały, że przy zmniejszaniu zużycia paliwa z 3050 kal/KM/godz. na 2850 kal/KM/godz. t. j. o 6,5% temperatury nie uległy zmianie, gdy równocześnie zwiększono procent zawartości spirytusu w paliwie z 15 na 26.

Przy pomiarach na ciśnieniach ładowania wyższych od 890 mm Hg. zachodziła konieczność równoczesnego zwiększania procentowych zawartości




Rys. 2. Temperatury silnika w zależności od ciśnienia ładowania i zawartości spirytusu w paliwie

Objaśnienia:

Cyfry przy oznaczeniach literowych określają ciśnienie ładowania w mm Hg przy którym dokonano pomiaru temperatury.

$t_ś$ — średnia temperatura 4 termopar podświecowych,
$t_g$ — „ „ „ „ głowicowych,
$t_c$ — „ „ „ „ cylindrowych,
$t$ — „ „ „ „ wszystkich 12 termopar.

spirytusu i jednostkowego zużycia paliwa dla utrzymania tych temperatur, jakie wystąpiły przy ciśnieniu ładowania 890 mm Hg. i 15% zawartości spirytusu przy zużyciu 3050 kal/KM/godz. Wyniki tych prób są przedstawione na wykresach rys. 2, 3 i 4. Podwójna skala osi odciętych na tych wykresach — określa dla każdej ilości spirytusu jednostkowe zużycie paliwa w kal/KM/godz.

Wykres rys. 2 przedstawia nam znaczne obniżenia temperatur, wywołane zwiększeniem zawartości spirytusu w paliwie, mimo tego, że ciśnienie ładowania było stopniowo zwiększane od 890 do 1050 mm Hg.

Należy zwrócić uwagę na to, że krzywe „t" bez dodatkowych znaczków literowych — nie przedstawiają same w sobie żadnej bezwzględnej cyfrowej wartości temperatur średnich i że ich położenie zależy od ilości i rozłożenia temperatur na cylindrze. Zupełnie zrozumiałym jest, że gdyby np. do tych pomiarów użyto 8 termopar podświecowych i 4 głowicowe, krzywe „t" leżałyby znacznie wyżej, natomiast kształt ich i wzajemne rozmieszczenie nie uległoby większym zmianom.

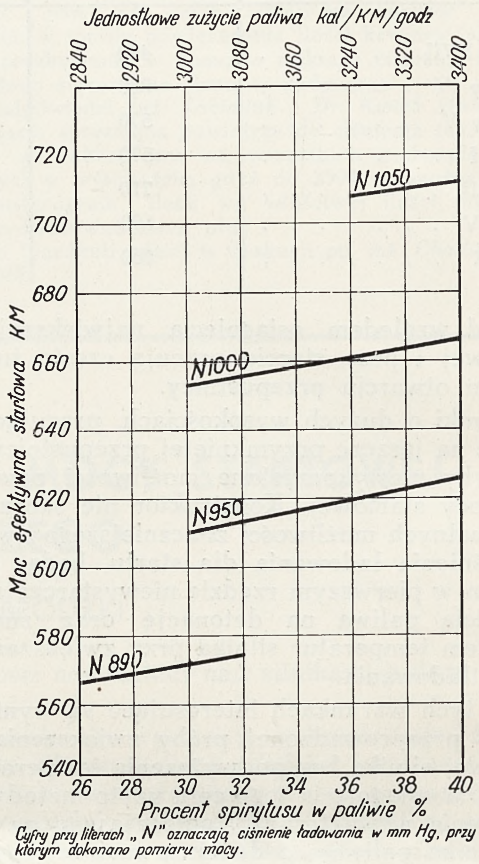
Na wykresie rys. 2 naniesiono je tylko w tym celu, żeby można było odczytać, przy jakich kolejno wzrastających zawartościach spirytusu, można stopniowo podwyższać ciśnienia ładowania z 890 na 950, 1000 i 1050 mm Hg. bez podwyższenia średniej temperatury silnika.

Na wykresie rys. 3 przedstawione są osiągalne przyrosty mocy przy zwiększonej zawartości spirytusu. Wyraźnie widać, że nawet przy tym samym ciśnieniu ładowania można zwiększyć moc o kilka procent przez zwiększenie ilości spirytusu w paliwie.

Na wykresie rys. 4 przedstawione są w funkcji ilości spirytusu, dopuszczalne ciśnienie ładowania i osiągalna przy tym moc — przy stałych temperaturach średnich.

Wyniki tej próby nie oddzielają wyraźnie chłodzenia silnika wywołanego dodatkiem spirytusu od chłodzenia na skutek zwiększonego jednostkowego zużycia.

Jeśli się jednak uwzględni, że jako podstawowe porównawcze temperatury przyjęto te, które wystąpiły przy 15% spirytusu i 3050 kal/KM/godz., to na wykresie rys. 2 możemy zauważyć serię pomiarów przy tym samym jednostkowym zużyciu, ale przy 31,2% spirytusu.

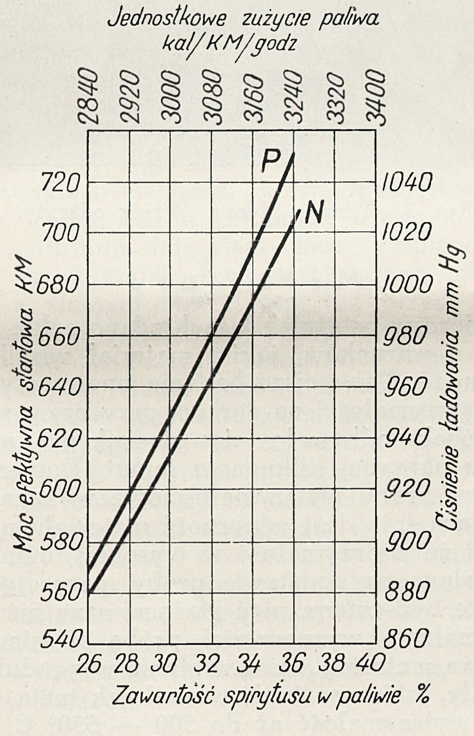



Rys. 3. Moc startowa silnika w funkcji ciśnienia ładowania i zawartości spirytusu w paliwie

W tych warunkach temperatury przy ciśnieniu ładowania 950 mm Hg. są niższe od wyjściowych porównawczych, zaś przy ładowaniu 1000 mm Hg. już nieco wyższe. Przy zastosowaniu interpolacji możemy dojść do konkretnego wniosku, że przy tym samym jednostkowym zużyciu kal/KM/godz,

można zwiększyć ciśnienie ładowania z 890 na 970 mm Hg. bez podwyższenia średniej temperatury, zwiększając tylko ilość spirytusu w paliwie z 15 na 31,2%; osiągalny w tych warunkach przyrost mocy startowej wynosi 70 KM (560 — 630) t. j. 12,5%; jednostkowe wagowe zużycie paliwa wynosiło przy tym ostatnim pomiarze (970 mm Hg.) 330 gr/KM/godz. Nie należy się dziwić tej wysokiej cyfrze, ponieważ paliwo o takim składzie miało wartość cieplną zaledwie 6900 kal/litr.*).

Utrzymanie tych samych temperatur przy jeszcze wyższych ciśnieniach ładowania uzyskano w czasie tej próby przez równoległe zwiększenie ilości spirytusu i jednostkowego zużycia i osiągnięto dalszy wzrost mocy do 705 KM (25,5%) przy ciśnieniu 1050 mm Hg., zużyciu 3240 kal/KM/godz. i 36% spirytusu. W ten sposób zwiększono moc osiągalną z litra objętości skokowej 24,5 KM przy 890 mm Hg. na 31,2 KM przy 1050 mm Hg. i podwyższono ciśnienie efektywne z 9,8 kg/cm² na 12,5 kg/cm². Nadwyżka mocy startowej nad nominalna, która dla tego silnika wynosiła 8,5%, wzrosła do 30%.




Rys. 4. Ciśnienie ładowania $P$ i moc startowa $N$ osiągalne bez podwyższenia średniej temperatury silnika w funkcji zawartości spirytusu w paliwie

Opisana tutaj próba wskazuje na względnie łatwe opanowanie temperatur silnika, które przy usiłowaniu znacznego podwyższenia mocy startowej na normalnym paliwie wzrosły by w sposób dla silnika niebezpieczny. Jednak termiczne opanowanie silnika nie rozwiązuje jeszcze całkowicie tego zagadnienia; silnik trzeba dodatkowo wypróbować pod względem wytrzymałościowym. Wydaje się, że 10-godzinna próba przy tak zwiększonej mocy startowej powinna być wystarczającym sprawdzianem wytrzymałości poszczególnych części silnika; nie można bowiem zapominać o tym, że praca silnika na mocy startowej jest dozwolona tylko w okresach kilkuminutowych startu i wznoszenia, a spotykamy się nawet z ograniczeniami, pozwalającymi na korzystanie z tej nadwyżki mocy tylko przy starcie (Pegaz X); dla lotu wznoszącego polecane jest już tylko nominalne ciśnienie ładowania.

Dodanie większej ilości spirytusu do mieszanki benzynowo-benzolowej obniża w dużym stopniu wartość opałową paliwa, a co za tym idzie — zwiększa wagę paliwa potrzebnego dla dokonania określonego przelotu, lub odwrotnie — przy określonej maksymalnej wadze zapasów paliwa zmniejsza zasięg samolotu. Dlatego bardzo nieracjonalnym byłoby stałe zasilanie silnika paliwem o dużej zawartości spirytusu; takiego paliwa potrzeba tylko niewielką ilość dla kilkuminutowych okresów startów i ewentualnego wznoszenia.

Najkorzystniejszym rozwiązaniem będzie stosowanie gaźników dwupaliwowych pracujących stale na normalnym paliwie i posiadających urządzenie wzbogacające (dodatkową dyszę), czynne tylko podczas pracy silnika na mocy startowej i zasilane wyłącznie spirytusem. Przy takim rozwiązaniu — mieszanka paliwowa o dużej ilości spirytusu tworzyłaby się dopiero w gardzieli gaźnika, a dodatkowy zbiornik zawierałby nie całą ilość paliwa, potrzebną do startu, a tylko niewielką ilość spirytusu, potrzebną do domieszania do normalnego paliwa na okres pracy na mocy startowej. Biorąc pod uwagę, że normalnie stosowane u nas paliwo zawiera już 15% spirytusu — pozostała potrzebna ilość jest tak nieznaczna, że na każde 100 KM mocy startowej silnika wystarczyłoby 2,5 — 3 ltr. spirytusu, t. zn. że w instalacji silnika o podwyższonej mocy startowej, np. 1000 KM musiałby się znajdować dodatkowy zbiorniczek ze spirytusem o pojemności 25 — 30 litrów.

Zdaje się, że przebłyskujące możliwości powiększenia nadwyżki mocy startowej nad nominalną z kilku do trzydziestu kilku procent są na tyle nęcące, że dla ich zbadania opłaca się przeprowadzić próby nad termicznym i wytrzymałościowym opanowaniem tego zagadnienia.

Przeróbki gaźników na dwupaliwowe, oraz zainstalowanie dodatkowego zbiorniczka na płatowcu nie przedstawiają takich trudności, któreby mogły przeszkodzić w wykorzystaniu zwiększonej mocy startowej.

Dla uniknięcia jakichkolwiek nieporozumień, podkreślam na zakończenie, że możliwości tak znacznego podwyższenia mocy startowej istnieją tylko w silnikach o dużej wysokości nominalnej (przynajmniej powyżej 2500 m), a więc tych, które przy rozwijaniu normalnej mocy startowej pracują na ziemi z jeszcze bardzo przymkniętą przepustnicą.

*) Wartości cieplne poszczególnych składników mieszanek trójskładnikowych wynoszą: dla benzyny ok. 7600 kal/ltr., dla benzolu ok. 8400 kal/ltr., dla spirytusu ok. 5060 kal/ltr.

# SPOSOBY OPANOWANIA TEMPERATUR W TURBOSPRĘŻARCE

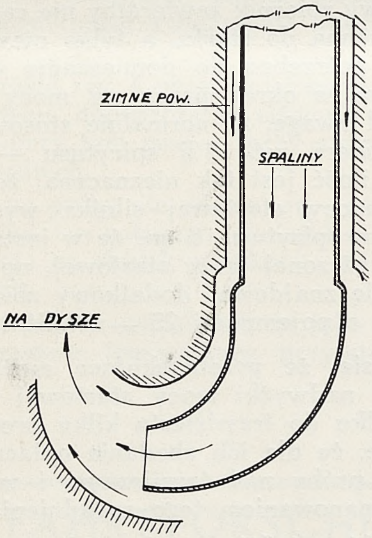
Inż. JAN ODERFELD, SIMP

Turbosprężarki silników lotniczych, wcześniejsze o kilka lat od sprężarek lotniczych o napędzie mechanicznym, nie rozpowszechniły się dotychczas pomimo oczywistych zalet, jak możność częściowego wyzyskania straconej energii gazów wydechowych, większa moc startowa silnika, i brak bezpośredniego połączenia mechanicznego z silnikiem, wskutek czego odpadają sprzęgła cierne, sprężyste i t. d. Główną i bodaj że jedyną przyczyną tego jest trudność zaprojektowania wirnika tak, aby był w stanie oprzeć się połączonemu działaniu sił odśrodkowych przy szybkości rzędu 200 — 250 m/sek. i temperatury gazów spalinowych silnika wybuchowego rzędu 700 — 800° C.

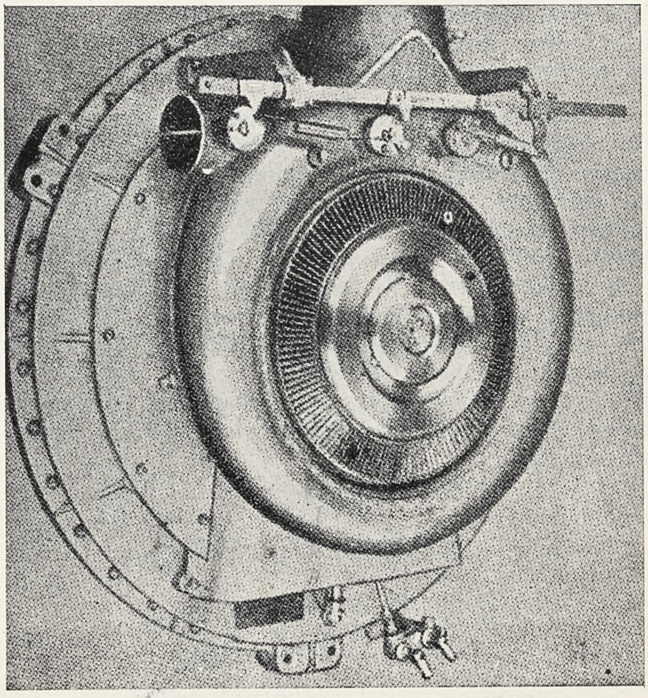
W silniku Diesla, gdzie temperatury spalin są znacznie niższe, można problem turbosprężarki uważać dzisiaj za dostatecznie opanowany i to zarówno w silnikach stacyjnych, okrętowych i samochodowych (systemu Brown-Boveri — Büchi i Rateau), jak i w silnikach lotniczych (Junkers).

W lotniczym silniku wybuchowym można szukać rozwiązania na jednej z 3-ch dróg:

a) materiałowej,
b) obniżenia temperatury gazów dopływających do turbiny,
c) chłodzenia wirnika.



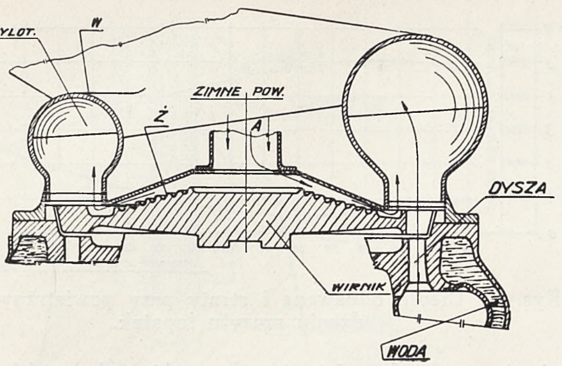

Rys. 1. Sposób obniżenia temperatury gazów spalinowych przez zmieszanie z powietrzem, system „Milo".



Rys. 2. Turbina Moss'a. Wirnik odkryty.

## Materiały

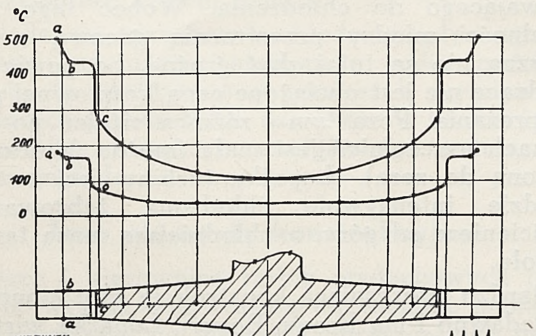
Dopiero w ostatnich latach zdano sobie jaśniej sprawę z warunków, jakim materiał wirnika ma odpowiadać. Dawniejsze badania operowały pojęciem wytrzymałości na gorąco, przy czym zrywanie próbek odbywało się stosunkowo szybko, w ciągu najwyżej kilkunastu minut. Dopiero nowoczesne próby wytrzymałościowe wykazały, że decydująca tutaj jest odporność materiału na płynięcie, i że wytrzymałość w wysokiej temperaturze ustalona na podstawie próby parusetgodzinnej może być cztery, pięć i więcej razy niższa od wytrzymałości wyznaczonej próbą 20-minutową. Dzisiejsza metalurgia jest w stanie wyprodukować materiały, które w tych warunkach mają dostateczną wytrzymałość aż do 500 — 550° C. Są to specjalne stale Cr-Ni typu 18-8, stale Cr-Ni-W i stopy Cr-Ni-Mo-Co-W (bez żelaza). I one jednak wymagają obniżenia temperatury gazów lub chłodzenia.



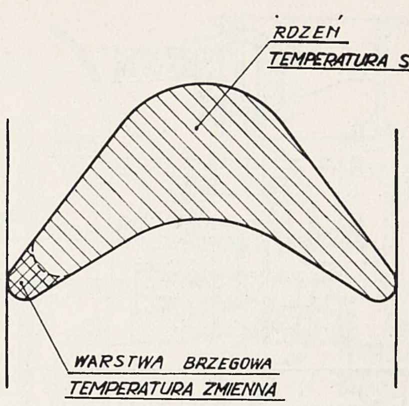

Rys. 3. Silnik Rateau-Potez. Wirnik chłodzony powietrzem. Dysze — płynem.

## Obniżenie temperatury gazów

Ten środek zaradczy jest w samym założeniu niewłaściwy, gdyż z jednej strony pociąga za sobą stratę mocy, z drugiej wymaga dodatkowego ciężaru chłodnicy. Moc turbosprężarki spada w tym wypadku z dwóch powodów. Pierwszy z nich — mniejszy cieplik czynnika pracującego w turbinie — jest oczywisty, drugi wymaga pewnego omówienia: otóż rachunek i praktyka zgodnie stwierdzają, że moc turbiny na gazy wydechowe zależy bardzo silnie od pojemności przewodów między silnikiem a turbiną, bo tylko przewody krótkie i niepowikłane umożliwiają uchwycenie najcenniejszej z punktu widzenia energetycznego fali wysokiego ciśnienia, która trwa stosunkowo krótko. Zatem każda chłodnica włączona między silnik, a turbinę, daje straty mocy. Robiono pewne próby zmniejszenia tych strat przez mieszanie spalin z zimnym powietrzem tuż przed dyszami wirnika. Taki układ mamy przedstawiony na rys. 1, na podstawie patentu szwedzkiej firmy „Milo". Jak widzimy, ciepło gazów istotnie nie marnuje się, gdyż rurę doprowadzająca do turbiny otacza płaszcz zimnego powietrza, które się nagrzewa przez ściankę. Natomiast poważną wadą tego pomysłu jest oparcie się na działaniu smoczkowym, którego sprawność wydaje się w tym wypadku (pulsujący wypływ z dużymi szybkościami maksymalnymi z rury wewnętrznej i zmienne warunki pracy zależnie od obciążenia) bardzo niepewna. Przypuszczenie to potwierdzają ujemne wyniki prób, wykonanych z podobną instalacją kilka lat temu w Polsce.




Rys. 4. Rozkład temperatur na wirniku turbosprężarki Diesla.




Rys. 5. Temperatury na łopatce turbiny przy przepłukiwaniu.

## Chłodzenie wirnika

Odrazu nasuwają się dwie klasyczne możliwości: chłodzenie powietrzne i płynne.

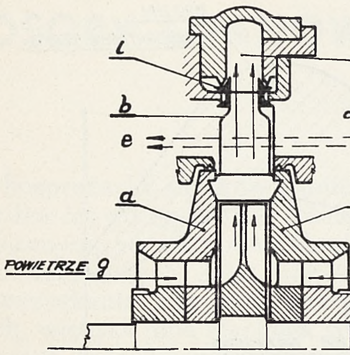
Najprostsze rozwiązanie powietrznego chłodzenia wirnika turbiny polega na odkryciu wirnika od strony wylotowej i umieszczeniu turbiny na płatowcu w strumieniu opływu.

Rys. 2 przedstawia turbinkę Mossa (General Electric Co.) zbudowaną na tej zasadzie. Chłodzenie tej turbiny było dobre, jednakże z punktu widzenia bezpieczeństwa pożarowego i ze względu na kolosalne straty wentylacyjne układ ten pozostawiał dużo do życzenia.

Dalszy krok naprzód na tej samej drodze stanowi turbina Rateau-Potèz, przedstawiona na rys. 3. Tutaj wirnik jest już osłonięty od strony wylotowej, a chłodzące powietrze dopływa centralną rurą *A* i chłodzi tarczę turbiny, zaopatrzoną w kołowe żeberka *Z*. Następnie powietrze miesza się ze spalinami i ucieka do rury wylotowej *W*. Nie wydaje się, aby ta konstrukcja rozwiązywała w zupełności zagadnienie chłodzenia, gdyż najtrudniejszym do ochłodzenia punktem wirnika jest bez wątpienia szczyt łopatki. Na rys. 4 mamy rozkład temperatur na wirniku turbinowym turbosprężarki Diesla lotniczego w/g. pomiarów D.V.L. Widzimy, że nawet na krótkiej łopatce istnieje znaczny spadek temperatur (rzędu 200°) od szczytu do podstawy łopatki. W turbinie na gazy wydechowe silnika wybuchowego, gdzie temperatury w ogóle są wyższe, jest większy również i spadek ten. Zatem konieczne jest specjalne chłodzenie szczytu łopatki.

W dalszej części artykułu wspomnimy o kilku konstrukcjach odpowiadających tym warunkom.

Całkowite i dowolnie intensywne chłodzenie łopatek można uzyskać, zasilając turbinę tylko na łuku, a na resztę obwodu dmuchając zimnym powietrzem chłodzącym. Jednakże zmienna temperatura łopatki, przechodzącej kolejno przez strumień gorących gazów i zimnego powietrza, prowadzi do bardzo szybkiego zużywania się kantów łopatek. Łatwo to zrozumieć, jeśli wziąć pod uwagę, że wahania temperatury ograniczają się jedynie do brzegowej warstwy łopatki. Rdzeń natomiast (rys. 5) ma temperaturę praktycznie stałą. Ponieważ przy tym rdzeń jest znacznie sztywniejszy od warstwy brzegowej w kancie, więc podle-

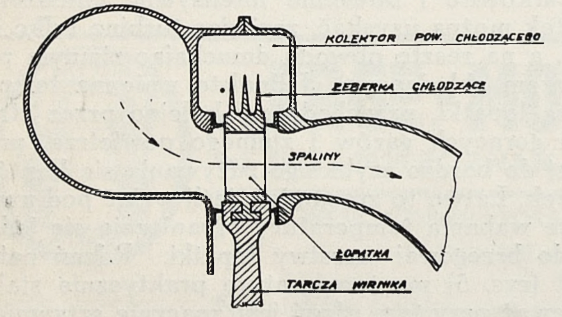



Rys. 6. Wirnik Lorenzena. Łopatki turbiny chłodzone sprężonym powietrzem.

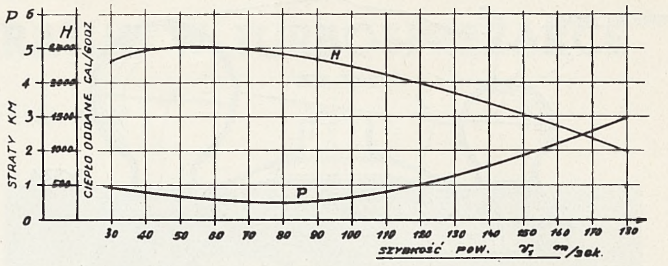
ga ona przemiennym naprężeniom termicznym, rozciągającym i ściskającym, które muszą doprowadzić do jej zniszczenia. Poza tym strata wentylacyjna wirnika jest w tym układzie bardzo znaczna. Z tych względów ten prosty układ, zrealizowany przez pioniera turbin gazowych, Holzwartha, nie rozwiązał problemu chłodzenia wirnika.

Ciekawa w pomyśle jest turbina Lorenzena (schemat na rys. 6). W rozwiązaniu tym osiowe łopatki turbiny są puste i wnętrze ich służy za kanał łopatek sprężarki odśrodkowej. Spaliny przepływają z przestrzeni *d* do *e*, między łopatkami *b*, powietrze sprężone z *g*, między tarczami *a* poprzez łopatkę *b* do kolektora *h*. W ten sposób łopatki mają doskonałe warunki chłodzenia na całej długości. Słabym punktem tego interesującego układu jest uszczelnienie *i*, przez które sprężone powietrze ucieka w ogromnych ilościach (do 50%) z *h* do *e*. Poza tym powietrze silnie się nagrzewa i przed doprowadzeniem do silnika musi być ochłodzone. Należy jeszcze zaznaczyć, że układ ten nie nadaje się zupełnie do zasilania normalnych silników wybuchowych lotniczych, w których sprężarka spręża nie czyste powietrze, a mieszankę. Można go stosować jedynie w Dieslu, silnikach bezgaźnikowych (wtryskowych) i przy gaźniku pod ciśnieniem (np. Hispano). W nowszym wykonaniu turbosprężarki Lorenzena przez puste łopatki przechodzi jedynie pewna część powietrza, potrzebna do ich chłodzenia, a do sprężania powietrza ładującego lub mieszanki służy osobny wirnik normalnego typu sprzęgnięty mechanicznie z wirnikiem turbiny. Rozwiązanie to posiada bardzo znaczne zalety w porównaniu z dawniejszym.

W konstrukcji przedstawionej na rys. 7 (patent inż. Sachsa i autora) postarano się zmniejszyć

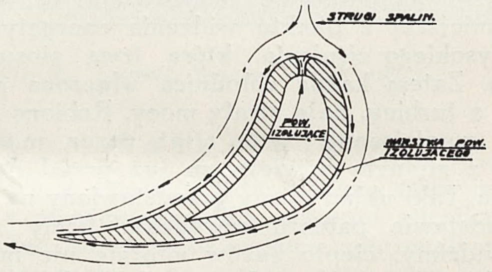



Rys. 7. Projekt chłodzenia powietrznego szczytu łopatek.




Rys. 8. Ciepło oddawane i straty przy powietrznym chłodzeniu szczytu łopatek.

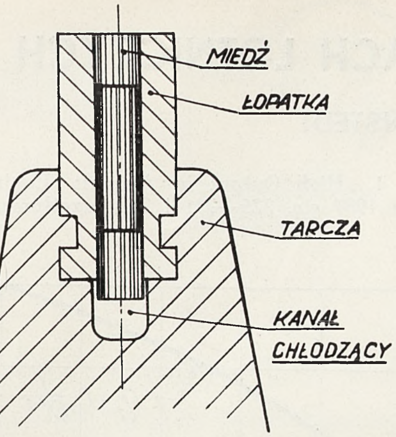
straty wentylacyjne i zapewnić dobre chłodzenie szczytu łopatek, nie narażając się na straty sprężonego powietrza. W tym celu zaopatrzono wirnik w zewnętrzny żebrowany pierścień, wirujący wewnątrz kolektora, przez który przepływa strumień chłodzącego powietrza w kierunku zgodnym z kierunkiem obrotu wirnika. Zasada urządzenia jest następująca: jeśli przy stałej szybkości obwodowej wirnika zmieniać będziemy szybkość przepływu powietrza chłodzącego, otrzymamy wykres jak na rys. 8. Można łatwo wykazać, że krzywa H ilości ciepła oddawanego przez żeberka, musi posiadać maximum, a krzywa P, reprezentująca moc potrzebną na pokonanie tarcia żeberek o powietrze i na nadaniu powietrzu szybkości, musi mieć minimum.




Rys. 9. Projekt B. B. C. chłodzenia izolacyjnego.

Łatwo dobrać wymiary żeberek chłodzących tak, aby maximum ciepła oddanego i minimum strat zachodziło mniej więcej przy tej samej szybkości $v_1$ powietrza. W przykładzie przedstawionym na rys. 8 cel ten prawie osiągnięto. Postawionemu warunkowi odpowiadają dobrze szybkości od 60 do 80 m/sek. Warto zaznaczyć, że szybkości te są rzędu szybkości normalnego samolotu, co pozwala na użycie atmosferycznego powietrza opływającego do chłodzenia. Wobec tego nieszczelności między przestrzenią gazową a powietrzną nie są tutaj zbyt groźne, bo powietrze chłodzące nie jest obciążone ceną kosztownej pracy sprężania. Poza tym i różnica ciśnień po obu stronach uszczelnień jest mała (można ją uczynić zbliżoną do zera). Łopatka turbiny jest w tym układzie intensywnie chłodzona żebrowanym pierścieniem od góry, a chłodniejszą masą tarczy od dołu.

Bardzo interesującą konstrukcję zaproponowała niedawno f-ma Brown Boveri. Łopatka wirnika (rys. 9) jest pusta, podobnie jak u Lorenzena. Jednakże kanałem przepływa jedynie powietrze chłodzące, które wydostaje się z łopatki zaokrąglonymi otworkami w okolicy krawędzi natarcia. W tym




Rys. 10. Projekt Holzwartha płynnego chłodzenia szczytu łopatki.

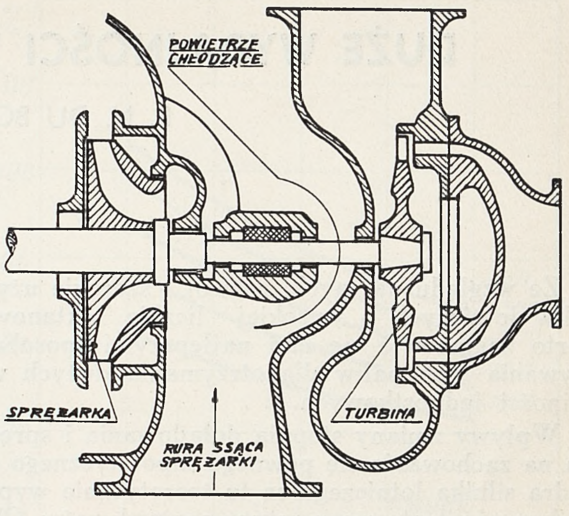
miejscu szybkość strug omywających gazów jest niemal równa zeru. Powietrze chłodzące wydostaje się łagodnie w niewielkiej ilości z łopatki i spływa wzdłuż jej ścian, tworząc graniczną warstwę ochronną, oddzielającą łopatki od gorących gazów. Sądząc z patentu B. B. C., decydujący wpływ na przebieg zjawiska mają położenie i kształt otworów. Zasada tego oryginalnego „izolacyjnego" chłodzenia jest bez zarzutu, niestety wyniki praktyczne nie są znane.

Przechodząc z kolei do płynnego chłodzenia wirnika turbin wydechowych, należy stwierdzić, że żaden z pomysłów na ten temat nie został dotąd pomyślnie zrealizowany. Z patentów na uwagę zasługują tylko te, które mają na celu chłodzenie łopatki na całej długości, lub bodaj tylko u szczytu. Najprostszym (na papierze) sposobem jest wykonanie pustej łopatki i przepuszczenie przez nią płynu chłodzącego. (Patenty Bredy, Holzwartha, Zieglera). Wspólną słabą stroną pomysłów tego rodzaju jest konieczność uszczelnienia kanałów wodnych w łopatkach na olbrzymie ciśnienie odśrodkowe wirującego płynu. Zapewne łatwiejszy do zrealizowania byłby inny sposób Holzwartha chłodzenia szczytu łopatki przez wprasowanie w nią kołka miedzianego, którym ciepło płynie od szczytu łopatki ku kanałowi chłodzącemu u nasady (rys. 10). Jednakże w tym rozwiązaniu łopatka jest wyjątkowo silnie obciążona, musi bowiem przenieść całą siłę odśrodkową kołka miedzianego, który sam elementem pracującym nie może być ze względu na minimalną wytrzymałość czystej miedzi.

Najlepsze rozwiązanie chłodzenia płynnego polegałoby na użyciu stopionego sodu, podobnie jak się to praktykuje w zaworach wylotowych. Trudność sprawia tylko uzyskanie w mechaniźmie jednostajnie wirującym energicznego wstrząsania płynnego sodu.

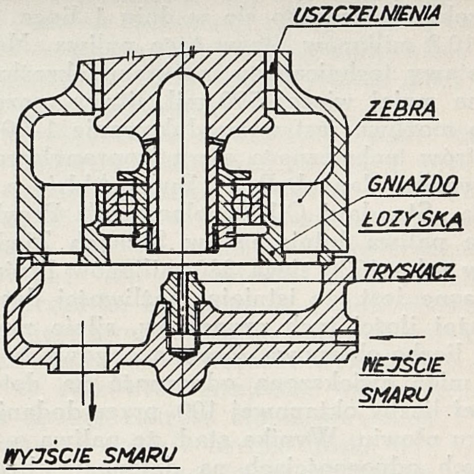
## Inne elementy konstrukcyjne

Dysze i kierownice turbin wydechowych mają jeszcze wyższą temperaturę od wirnika, jednakże są nieruchome, co ogromnie upraszcza ich budowę. Silne użebrowanie lub chłodzenie wodne (rys. 3) rozwiązują ten problem w zupełności.




Rys. 11. Chłodzenie łożyska. Konstr. B. B. C.

Łożyska wirnika mają natomiast ciężkie warunki pracy ze względu na pulsacyjne siły osiowe i stosunkowo wysoką temperaturę wału sprężarki. Należy je więc o ile możności chłodzić. Firma B.B.C. stosuje w tym celu w turbosprężarkach stacyjnych pusty wał chłodzony od wewnątrz, oraz łożyska chłodzone opływającym powietrzem, które następnie idzie do sprężarki (rys. 11). Na rys. 12 mamy fragment łożyskowania turbosprężarki wagonu motorowego w wykonaniu tej samej firmy B.B.C. Na uwagę zasługują: pusty wał, chłodzony od środka strumieniem smaru i umieszczenie łożyska w gnieździe, które centruje się w korpusie tylko na żebrach, co zmniejsza przepływ ciepła z korpusu do łożyska.




Rys. 12. Chłodzenie łożyska. Konstr. B. B. C.

Celem niniejszego artykułu było zastanowić się nad możliwością opanowania temperatur w turbosprężarce lotniczej. Należy przypuszczać, że przynajmniej niektóre z opisanych rozwiązań zdadzą dobrze egzamin praktyczny i że turbosprężarka, oparta o doświadczenie istniejących urządzeń Dieslowych, stanie się wkrótce normalną częścią składową klasycznego silnika lotniczego.

# DUŻE WYDAJNOŚCI W SILNIKACH LOTNICZYCH

R. N. DU BOIS i VAL CRONSTEDT

Z oryginału p. t. „High Output in Aircraft Engines" SAE Journal, June 1937 str. 225—231 i 262 przetłumaczył inż. J. Bełkowski.

Ze względu na szybki rozwój i szerokie użycie paliw lotniczych o wysokiej liczbie oktanowej, warto zastanowić się nad najlepszymi sposobami używania tych paliw dla otrzymania dużych wydajności jednostkowych.

Wpływy zmiany stopnia doładowania i sprężania na zachowanie się pewnego hipotetycznego cylindra silnika lotniczego są tu teoretycznie wyprowadzone i zilustrowane za pomocą wykresów. Obliczono ciśnienia wybuchu i wynikające stąd wskazówki użyte zostały dla ustalenia pewnych sprawdzianów jakości cylindra.

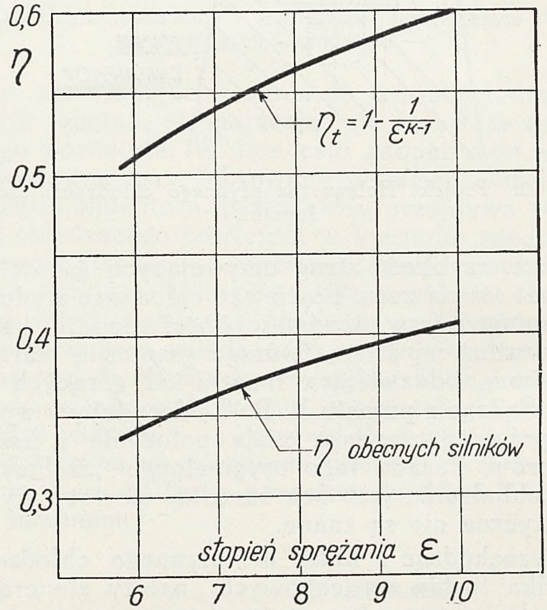
Wyniki badań kilku cylindrów na paliwach o wysokiej liczbie oktanowej wykazują dużą zgodność z obliczonymi zależnościami.

Zanalizowano wpływ dużego średniego ciśnienia efektywnego oraz wysokich obrotów na konstrukcję poszczególnych elementów silnika. Wysunięte stąd wnioski wykazują, że dla otrzymania konstrukcji odciążonej i możliwie najlżejszej przy największej wydajności z litra, należy łącznie stosować duże średnie ciśnienie efektywne i duże ilości obrotów.

Paliwa lotnicze o liczbie oktanowej 100 zaczynają mieć szerokie zastosowanie. Kapitan F. D. Klein z działu materiałowego lotnictwa armii amerykańskiej ustalił, że departament ten zakupi w ciągu roku kończącego się w dniu 1 lipca 1937 r. około 10,8 milionów litrów tego paliwa. Możliwości dostawy technicznego izooktanu określone zostały na mniej więcej 590 mil. litrów rocznie. Po za tym możliwe jest wyprodukowanie 1290 milionów litrów technicznego eteru izopropylowego rocznie według danych P. P. Buc i Aldrin z Towarzystwa „Standard Oil Development". Przybliżone zużycie paliwa lotniczego w Stanach Zjednoczonych w roku 1936 sięga 380 milionów litrów. Tak więc jasne jest, że istnieją możliwości dostarczenia dużej ilości tych czynników, silnie zwiększających liczbę oktanową. Zresztą obydwa te paliwa mogą mieć zwiększoną odporność na detonację, powyżej liczby oktanowej 100, przez dodanie czteroetylku ołowiu. Wynika stąd, że paliwa o jeszcze wyższych odpornościach na detonację, będą mogły być dostarczane, gdy tylko zjawi się zapotrzebowanie.

Skądinąd oczywiste jest, że większość z tych 10,8 milionów litrów paliwa o wysokiej liczbie oktanowej, mającego być zużytym w ciągu 1937 roku, będzie zużyta przez silniki, które były konstruowane dla paliw o słabszej odporności na detonację i których wydajność została stopniowo zwiększona przez udoskonalenie szczegółów dla odpowiedniego wyzyskania ulepszających się paliw.

W niniejszym artykule przeprowadzona będzie próba dyskusji możliwości paliw o wysokiej liczbie oktanowej z punktu widzenia konstruktora silnika, aby umożliwić mu przeprowadzenie na tej podstawie zasadniczej konstrukcji.



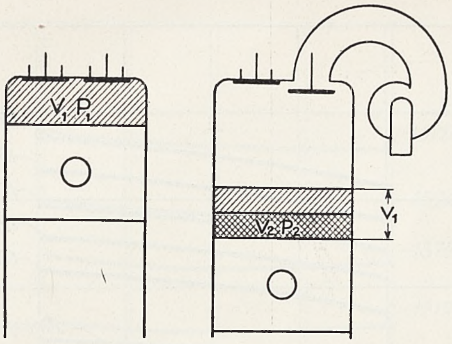

Rys. 1. Sprawność teoretyczna i sprawność obecnych silników

## Rozważania teoretyczne

Na rys. 1 mamy znaną krzywą zależności skutku użytecznego obiegu w zależności od stopnia sprężania, w założeniu wartości 1,396 dla wykładnika adiabaty. Zostało ustalone, przez Pye'go i potwierdzone przez innych badaczy, że skutki użyteczne, otrzymywane praktycznie, wynoszą około ⅔ tych wartości. Taką krzywą narysowano na rys. 1. Krzywa mocy, w zależności od stopnia sprężania, przy braku detonacji, dla silników bezsprężarkowych, lub „normalnie zasysających", przebiega podobnie do tej krzywej sprawności termicznej. Zmiany stopnia sprężania dla silników sprężarkowych wpływają na sprawność objętościową przez zmianę objętości pozostałych spalin, które zostają sprężone do ciśnienia ładowania podczas suwu ssania.

Jak widać z rys. 2, wzrost sprawności objętościowej z wzrastającym ciśnieniem ładowania może być udowodniony jak następuje:

$P_1$ — ciśnienie atmosferyczne,
$P_2$ — bezwzględne ciśnienie ładowania,
$V_1$ — objętość przestrzeni sprężania,
$V_2$ — objętość $V_1$ po zwiększeniu ciśnienia do $P_2$.
$L$ — objętość skokowa,
$n$ — wykładnik politropy sprężania.




Rys. 2. Sprężanie pozostałych spalin

Stosując powyższe oznaczenia możemy napisać:

$$V_2 = V_1 \left(\frac{P_1}{P_2}\right)^{\frac{1}{n}}$$

procentowy wzrost sprawności objętościowej wyniesie:

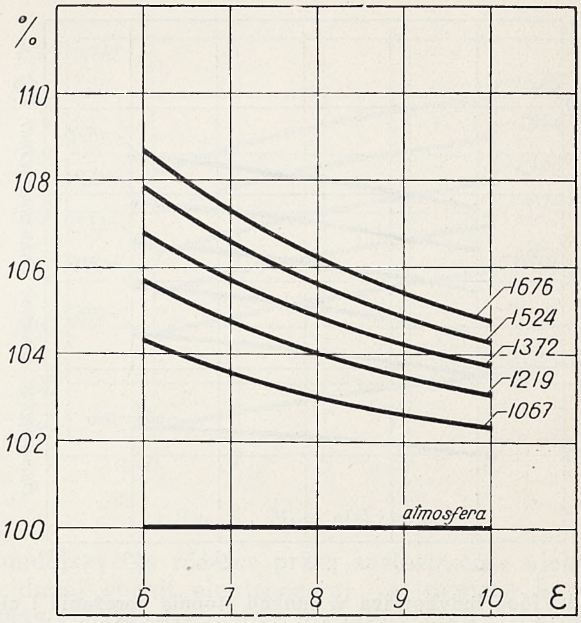
$$\frac{V_1 - V_2}{L}$$

Oczywiste jest, że zwiększenie stopnia sprężania przy danym ciśnieniu ładowania zmniejsza wartość objętości $V_1$, a więc zmiejsza również wartość wyrażenia $V_1 - V_2$. Rys. 3 pokazuje względne sprawności objętościowe dla różnych bezwzględnych ciśnień ładowania i różnych stopni sprężania, w założeniu adiabatycznego sprężania pozostałych gazów do tego ciśnienia ładowania.

Jako podstawa naszych obliczeń wydajności przyjęty został pewien cylinder dający moc 100 KM przy 15,5°C i ciśnieniu wzorcowej atmosfery na wlocie powietrza, oraz stopnia sprężania 6 : 1. Krzywa oznaczona wyrazem „atmosferyczna" na rys. 4 wykazuje wzrost mocy, pochodzący jedynie od powiększonej sprawności termicznej. Pozostałe krzywe obrazują wzrost mocy indykowanej, którego można oczekiwać przy różnych ciśnieniach ładowania, uwzględniając poprzednio opisane zmiany sprawności objętościowej, w założeniu stałej temperatury mieszanki w przewodach zasilających. Jednakże stwierdzono, że sprężarka ogrzewa powietrze przechodzące przez nią w takim stosunku, jak przemiana politropiczna o wykładniku $n = 1{,}6$. Wynikające stąd temperatury w przewodach zasilających podane są na rys. 5 przy założeniu, że powietrze na wlocie do sprężarki posiada temperaturę 15,5°C oraz pomijając ciepło uzyskane lub stracone przez powietrze czy mieszankę, na przestrzeni od wyjścia ze sprężarki do kanału wlotowego cylindra.

Wpływ temperatury powietrza na moc wyraża się znanym prawem, że moc indykowana zmienia się odwrotnie proporcjonalnie do pierwiastka kwadratowego z temperatury bezwzględnej. Na podstawie tego prawa i temperatur z rys. 5, możemy poprawić wykresy rys. 4 i otrzymać indykowane moce, których możemy się spodziewać przy danych stopniach sprężania i ciśnieniach ładowania (rys. 6).

Rozpatrywaliśmy do tej pory moce indykowane, ponieważ obrót śmigła osiągamy za pomocą mocy efektywnej, trzeba uwzględnić obecnie tarcia i straty napędu sprężarki. Moc niezbędna do napędu sprężarki zależy od ilości powietrza przepływającego, od ciśnienia ładowania żądanego




Rys. 3. Względne sprawności objętościowe

i od sprawności samej sprężarki. Straty tarcia w silniku, z pominięciem strat na napęd sprężarki, mogą być uważane jako niezależne od stopnia sprężania mimo prawdopodobieństwa, że w większości silników istnieje pewien wzrost strat tarcia ze wzrostem stopnia sprężania. Gdy straty tarcia mierzone były na jednocylindrówce znaleziono, że przy rozrządzie takim, jaki używany jest na cylindrach o dużej wydajności, istnieje pewien spadek średniego ciśnienia efektywnego strat tarcia przy wzroście ciśnienia ładowania, wynoszący około 0,99 kg/cm² dla 1 kg wzrostu ciśnienia ładowania, a pochodzący od siły wywieranej na tłok przez ciśnienie ładowania podczas suwu zasysania. Tworzy to pewne zmniejszenie mocy, które jest nie do pogardzenia, przy rozpatrywaniu mocy pochłanianej przez sprężarkę.

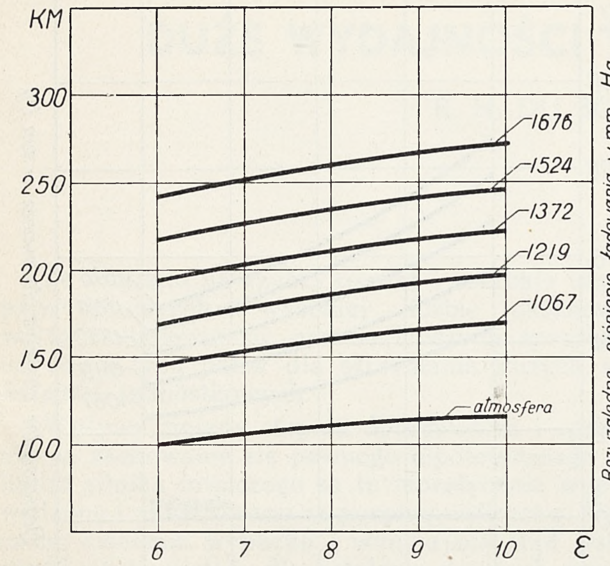
Przy określaniu całkowitych strat tarcia na jeden cylinder, pokazanych na rys. 7, przyjęto, że przy stopniu sprężania silnika 6 : 1 straty tarcia wyniosą 15% mocy indykowanej, przy ciśnieniu ładowania równym ciśnieniu atmosferycznemu.

Również dla określenia mocy pochłoniętej przez sprężarkę założono, że zapotrzebowanie powietrza jest proporcjonalne do mocy indykowanej, oraz że sprawność sprężarki wynosi 65%. Znaleziono, że całkowita sprawność mechaniczna silnika dla danego zakresu stopni sprężania i ciśnień ładowania, pozostaje bardzo bliska 85%.

Rys. 8, pokazujący moce efektywne, odpowiadające mocom indykowanym z rys. 6, został wykonany po uwzględnieniu całkowitych strat tarcia silnika, pokazanych na rys. 7.

Należy podkreślić tutaj, że każde z rozpatrywanych ciśnień ładowania winno być otrzymywane za pomocą sprężarki obliczonej dla wytwarzania tego ciśnienia przy nominalnych obrotach silnika.

Wpływ doładowania i stopnia sprężania na ciśnienie w cylindrze jest pokazany na rys. 9, na którym zostały ujęte w wykres ciśnienia wybuchu, obliczone przez profesora A. J. Meyera z uniwersytetu w Kentucky (w założeniu mieszanki prawi-



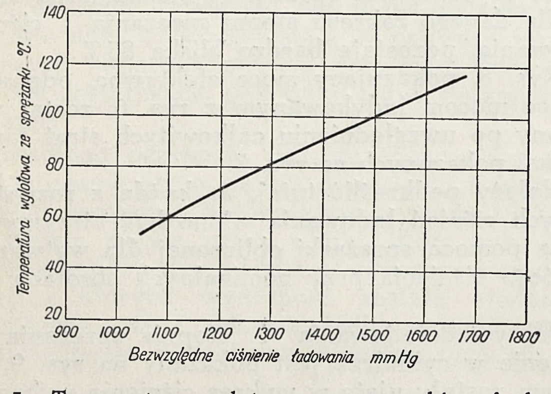

Rys. 4. Moc indykowana w funkcji stopnia sprężania i ciśnienia ładowania przy temperaturze 15.5° C powietrza otaczającego

dłowej powietrza i czystego oktanu; odpowiednie ciśnienia dla benzyny nie zawierającej oktanu będą trochę niższe). Trzeba podkreślić szybki wzrost tych ciśnień ze wzrostem doładowania i stopnia sprężania. Można połączyć te ciśnienia wybuchu z wykresami rys. 8 i otrzymać rys. 10. Wykres ten podobny jest do wykresu Mollier'a, lecz określa moc efektywną i ciśnienie wybuchu w zależności od stopnia sprężania i ciśnienia ładowania dla naszego hipotetycznego cylindra.

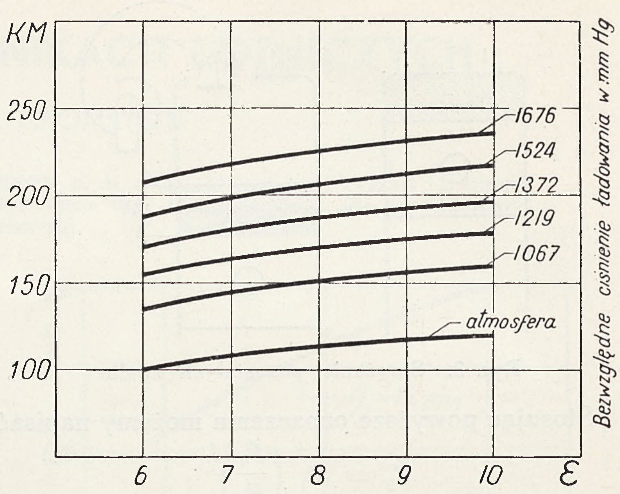
## Zastosowania praktyczne

Z powyższych krzywych jasno wynika, że daną moc iednostkową można otrzymać różnymi sposobami. Na przykład moc efektywna 132 KM z cylindra może być otrzymana przy stopniu sprężania 6:1 i 1219 mm. Hg. bezwzględnego ciśnienia ładowania, lub przy stopniu sprężania 10:1 i 940 mm. Hg. bezwzględnego ciśnienia ładowania, oczywiście o ile konstrukcja pozwoli na wzrost ciśnienia wybuchu z 73 atm. do 112 atm. przy paliwie na którym cylinder ma pracować.

Wydaje się, że graniczne maksymalne ciśnienie wybuchu dla określonej konstrukcji cylindra i dla określonego paliwa jest doskonałą miarą jego dobroci. Określa ono wielkość do jakiej może




Rys. 5. Temperatura wylotowa ze sprężarki w funkcji ciśnienia ładowania w założeniu temperatury powietrza otaczającego 15,5° C.

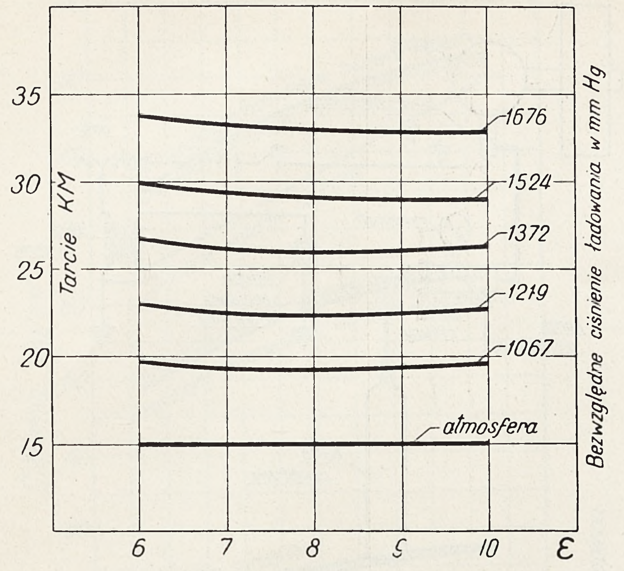



Rys. 6. Moc indykowana w zależności od stopnia sprężania i ciśnienia ładowania z uwzględnieniem temperatury wylotowej

być podwyższony stopień sprężania, gdy chodzi o uzyskanie niskiego zużycia paliwa dla płatowców o dużym zasięgu, oraz dopuszczalną wielkość doładowania, gdy potrzebne jest osiągnięcie możliwie największej mocy niezależnie od zwiększenia zużycia paliwa. A więc, jako wstępny krok w rozwoju danego cylindra, wydaje się pożądane określenie dopuszczalnego maksymalnego ciśnienia wybuchu dla danego paliwa za pomocą przeprowadzenia odpowiedniego cechowania na jednocylindrówce. Cechowanie to może być przeprowadzone przy jakimkolwiek odpowiednim stopniu sprężania i przy temperaturach powietrza zasysanego, zmienianych w zależności od ciśnienia ładowania tak, jak na rys. 5. Ciśnienie wybuchu dla warunków cechowania można otrzymać, albo przez bezpośredni pomiar, albo przez użycie wykresu rys. 9.

Poniżej podane są wyniki cechowania kilku cylindrów o dużej wydajności. Próby te zostały zrobione przy dwóch stopniach sprężania na paliwach lotniczych w zakresie od liczby oktanowej 87, określonej za pomocą „Motor Method" do izo-oktanu z dodatkiem 1 cm$^3$ czteroetylku ołowiu. Przy tym utrzymywana była stała temperatura 93 — 99°C powietrza dolotowego.

Dla pomiaru maksymalnego ciśnienia wybuchu użyto indykatora maksymalnego ciśnienia typu N.A.C.A. Indykator ten jest zmodyfikowanym zaworem płytkowym, odciążonym, typu „Farnboro" niechłodzonym. Na rys. 11 mamy schemat tego urządzenia. Rys. 12 pokazuje umieszczenie zaworu i urządzeń pomocniczych podczas próby cechowania cylindra. Gdy posługujemy się indykatorem, dowolnie regulowane ciśnienie jest dopuszczone do zaworu i następnie obniżone do takiej wartości, aż lampa neonowa zacznie błyskać. Ciśnienie to jest odnotowane jako maksymalne ciśnienie wybuchu dla danych warunków. Wówczas obniżamy ciśnienie znajdujące się z drugiej strony zaworu, aż do tej chwili, gdy lampa neonowa zacznie regularnie błyszczeć. To ostatnie ciśnienie jest minimalnym ciśnieniem wybuchu. Różnica między tymi ciśnieniami przedstawia zmienność ciśnienia wybuchu od obiegu do obiegu. Ciśnienie sprężania otrzymywane jest podczas biegu luzem przez odcięcie dopływu paliwa i kręcenie silnika w tych samych warunkach.

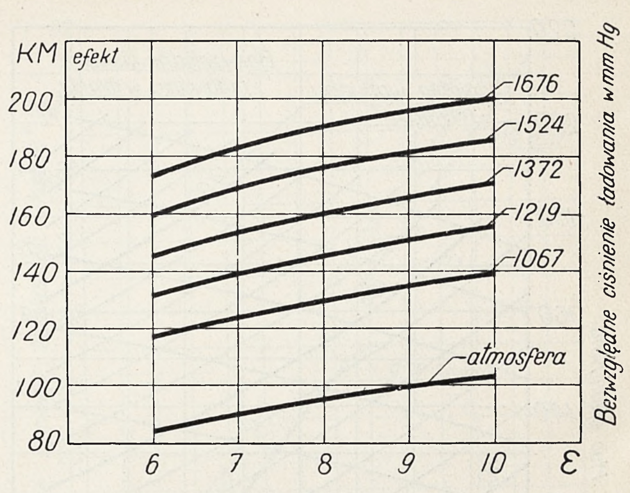



Rys. 7. Straty tarcia (tarcie silnika i sprężarki)

Rys. 13 pokazuje nam takie cechowanie cylindra przy stopniu sprężania 6:1, przy użyciu jako paliwa technicznego izooktanu. Zmienność okresowa ciśnienia wybuchu jest rzędu 28 atm. Wartości obliczone leżą pomiędzy wartościami maksymalnymi i minimalnymi, jak pokazano na rysunku. Można ustalić przybliżoną regułę (ważną co najmniej w zakresie średnich ciśnień indykowanych od 14 do 21 kg/cm²), że minimalne ciśnienie wybuchu wynosi 3-krotną wielkość średniego ciśnienia indykowanego, a maksymalne 4,5 do 5-krotną wielkość średniego ciśnienia indykowanego.

Indykator nie był użyty przy wyższych stopniach sprężania i wyższych doładowaniach ze względu na istniejące trudności mechaniczne. Średnie wartości mierzonych ciśnień wybuchu maleją w porównaniu do wartości obliczonych, ze względu na zmniejszoną przedwczesność zapłonu przy wyższych doładowaniach. Duża zmienność ciśnienia wybuchu od obiegu do obiegu jest zastanawiająca. Wydaje się, że ta zmienność jest typowa dla obiegu Otto. Gdy były robione pomiary za pomocą indykatora „Farnboro", rozrzucenie punktów w okolicy maximum ciśnienia spowodowało, że podejrzewano w tym winę indykatora, aż do czasu, gdy pomiary, wykonane w tych samych warunkach ciśnień i obrotów na silniku Diesla, wykazały ciągłą linię wzdłuż całego obiegu.

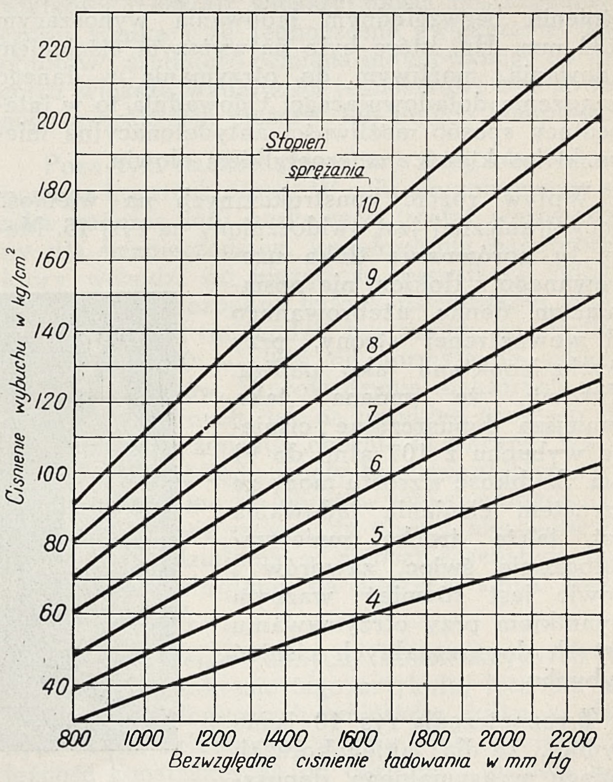
Możliwym wytłumaczeniem tego faktu mogą być zmiany zachodzące w chwili zapłonu. F. B. Silsbee wykazał, że napięcie zapłonowe zmienia się proporcjonalnie do gęstości ładunku w chwili zapłonu. Zależność ta potwierdziła się w naszym laboratorium w warunkach wysokich temperatur i ciśnień z którymi mieliśmy do czynienia. Gdy drut elektrodowy posiada niską emisję elektronową, można przypisać zmiany w napięciu zapłonowym faktowi, że zapłon może nastąpić dopiero po zjonizowaniu szczeliny między elektrodami, a więc dopiero w chwili, gdy pewien ion wpadnie do szczeliny. Wynikające stąd różnice w napięciu zapłonowym pochodzą z tego, że szczelina zostaje zjonizowana w różnych punktach na linii sprężania. Niektórzy wytwórcy świec potrafili bardzo



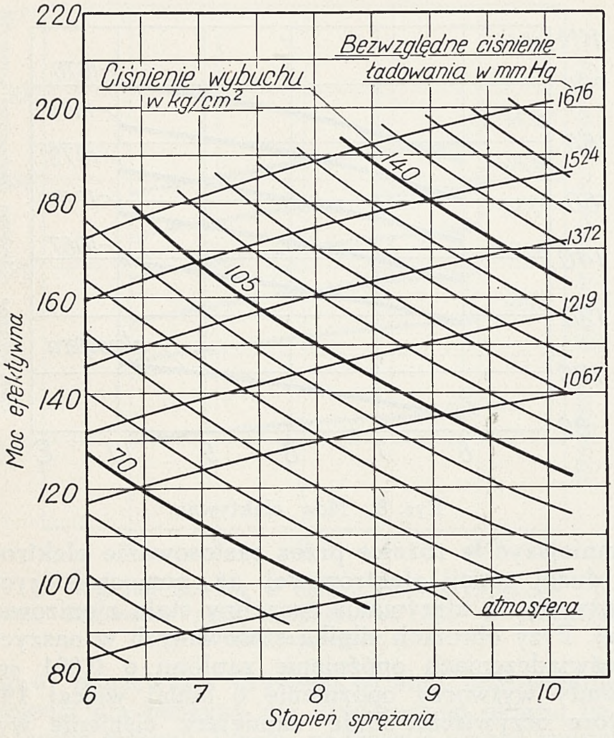

Rys. 8. Moc efektywna

zmniejszyć te różnice przez zastosowanie elektrod o dużej emisji elektronowej za pomocą których dąży się do utrzymania szczeliny stale zjonizowanej. Przy obrotach silnika stosowanych w naszych doświadczeniach opóźnienie zapłonu o 0,001 sekundy wytworzy opóźnienie o mniej więcej 19°, które oczywiście silnie zmniejszy ciśnienie wybuchu.

Cechując cylinder na najwyższą jego wydajność przy danym paliwie, wykreślamy zależność średniego ciśnienia indykowanego w zależności od bezwzględnego ciśnienia ładowania przy stałych obrotach dla różnych stopni sprężania. Krzywa mocy w zależności od ciśnienia ładowania jest linią prostą, aż do chwili, gdy graniczna moc została osiągnięta; w tym punkcie krzywa zagina się ku dołowi i zwykle detonacja staje się słyszalną. Takie cechowanie pokazane jest na rys. 14 przy




Rys. 9. Ciśnienia wybuchu obliczone

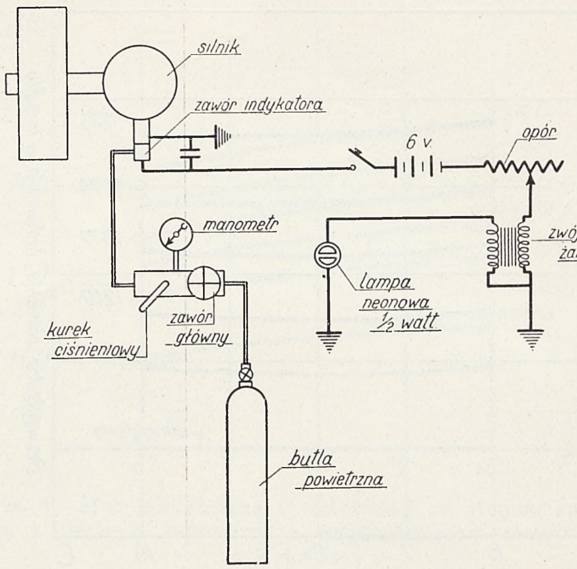



Rys. 10. Obliczone ciśnienia wybuchu w zależności od ciśnienia ładowania, mocy efektywnej oraz stopnia sprężania

użyciu paliwa lotniczego o liczbie oktanowej 87 („Motor Method"), izooktanu oraz izooktanu z dodatkiem 0,8 cm³ czteroetylku ołowiu. Stopień sprężania wynosił 6:1. Obliczone ciśnienia wybuchu zostały wskazane przy mocy granicznej przy dwóch pierwszych paliwach, oraz przy maksymalnym ciśnieniu ładowania, zastosowanym przy użyciu izooktanu z dodatkiem czteroetylku ołowiu. Cylinder chodził bez zarzutu przy użyciu tego paliwa przy ciśnieniu bezwzględnym ładowania wynoszącym 2134 mm. Hg. które było najwyższym ciśnieniem ładowania, możliwym do otrzymania z danego urządzenia doładowującego. Udowadnia to w interesujący sposób możliwości antydetonacyjne mieszanki izooktanu z czteroetylkiem ołowiu.

Wpływ różnic konstrukcyjnych na wielkość mocy granicznej jest uwidoczniony na rys. 15. Mamy tu porównanie tłoka użebrowanego z tłokiem nie posiadającym denka użebrowanego od wewnętrznej strony, przy użyciu izooktanu jako paliwa. Widzimy, że zmiana taka zmniejsza dopuszczalne ciśnienie wybuchu z 107 atm. do 91 atm. Szybkość wzrostu mocy ze wzrostem ciśnienia ładowania jest także trochę mniejsza. Chłodzenie świec, zaworów i głowic jest również ważnym czynnikiem przy otrzymywaniu dużych dopuszczalnych ciśnień wybuchu.

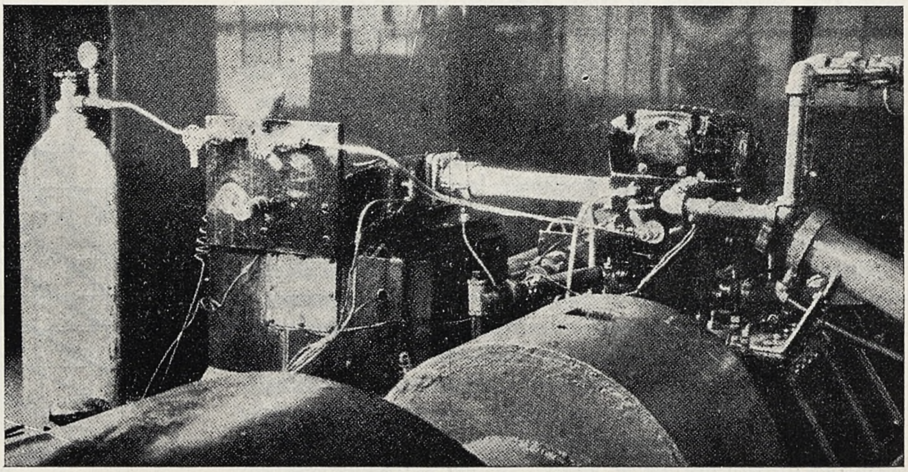
Z rozpatrzenia rys 10 jasno wynika, że dla jakiegokolwiek danego maksymalnego dopuszczalnego ciśnienia wybuchu,



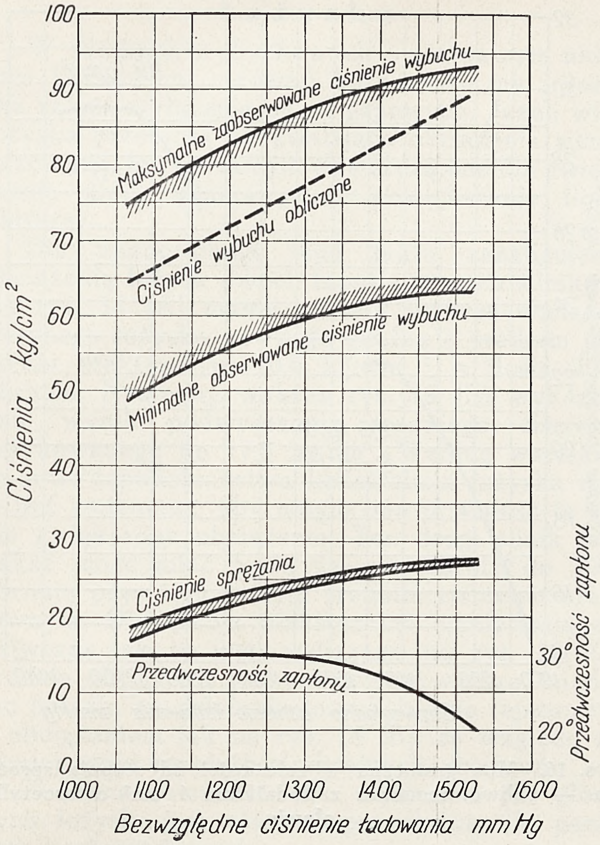

Rys. 11. Schemat indykatora N.A.C.A. dla maksymalnych ciśnień

większa moc będzie otrzymywana przy niższych stopniach sprężania. Na rys. 16 przeprowadzono porównanie mocy granicznej przy stopniach sprężania 6 : 1 i 8 : 1 oraz przy użyciu jako paliwa izooktanu z dodatkiem 1 cm³ czteroetylku ołowiu. Z ciśnień obliczonych wynika, że dla tego paliwa i tego cylindra, największe dopuszczalne ciśnienie wybuchu znajduje się między 115,5 i 119 atm. Moc graniczna jest o 33% większa przy stopniu sprężania 6 : 1, niż przy stopniu sprężania 8 : 1.

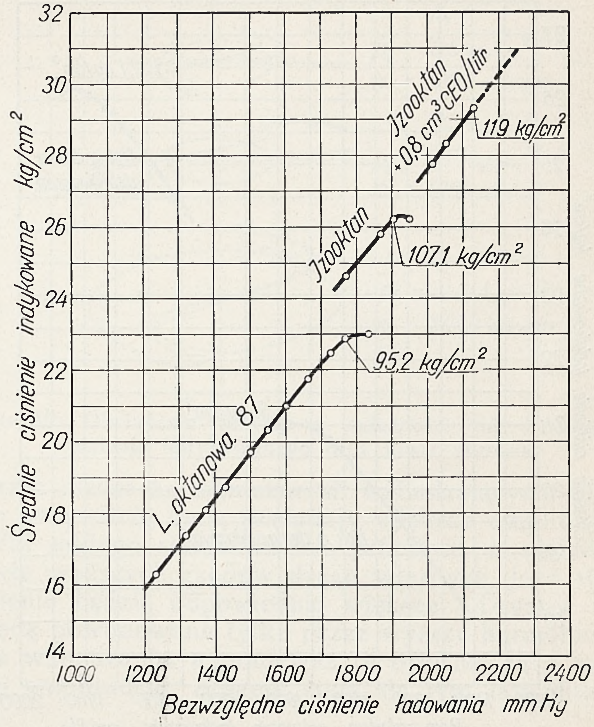
Jak wynika z rys. 5 użycie wysokich ciśnień ładowania powoduje wysokie temperatury dolotowe. Zastosowanie chłodzenia mieszanki po wyjściu ze sprężarki jest więc pożądane z dwóch względów. Po pierwsze ze względu na jego wpływ na moc przy danym ciśnieniu ładowania; po drugie ze względu na jego wpływ na moc graniczną. Zastosowaliśmy metodę, zaproponowaną przez Oddział Materiałowy, dla określenia najwyższej pożądanej temperatury w przewodach dla danego paliwa i danej konstrukcji cylindra. Polega ona na tym, że utrzymuje się stale żądaną moc indykowa-



Rys. 12. Indykator ciśnienia maksymalnego N.A.C.A. na silniku




Rys. 13. Ciśnienia w cylindrze w zależności od ciśnienia ładowania. Stopień sprężania 6:1. Paliwo: techniczny izooktan, temp. pow. 95° C.




Rys. 14. Badanie maksymalnej wydajności — w zależności od paliwa. Stopień sprężania 6:1; temperatura w przewodach zasilających 93 — 99° C.

ną, zużycie paliwa, oraz obroty, a zmienia się stopniowo temperaturę w przewodach zasilających. Przy pewnej temperaturze krzywa zależności niezbędnego ciśnienia ładowania w zależności od temperatury wykaże ostre załamanie ku górze, jak na rys. 17. Na tym rysunku mamy pokazane wyniki takiego badania przy użyciu paliwa lotniczego o liczbie oktanowej 87, przy stopniu sprężania 6:1 oraz przy zużyciu 204 gr. na 1 KM indykowanego i godzinę. Załamanie krzywej przy temperaturze 95° C wskazuje, że nie byłoby ekonomicznym pracować w tych warunkach przy wyższych temperaturach w przewodach, pochodzących od większych ciśnień ładowania, żądanych od sprężarki.

Przemyślenie powyższych rozważań termicznych nad otrzymaniem dużych wydajności prowadzi do wniosku, że trzeba głęboko rozważyć szczegóły konstrukcyjne silnika zanim będzie można całkowicie zużytkować tak wysokie ciśnienie w cylindrze, jak powyżej wskazane, aby móc skorzystać z wynikających mocy i oszczędności w zużyciu paliwa.

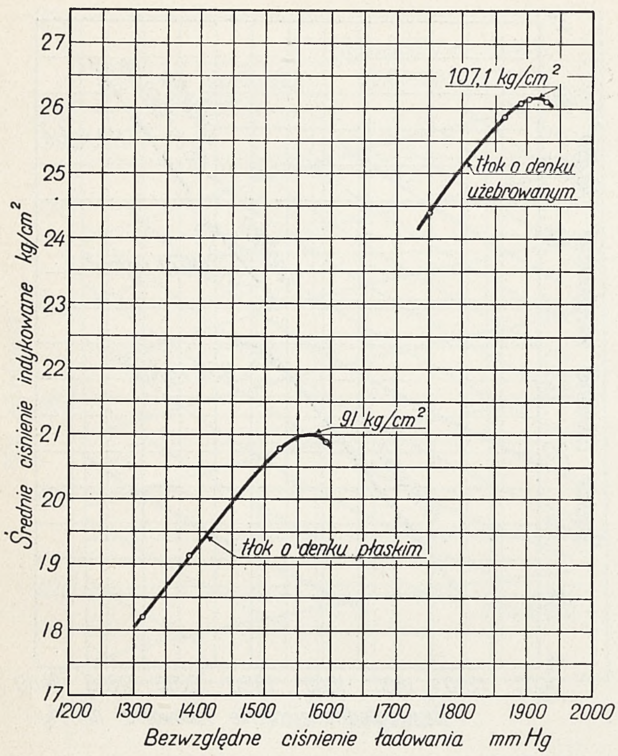
## Rozważania mechaniczne

Mogło zwrócić uwagę, że w poprzednich rozważaniach nie były brane wcale pod uwagę obroty silnika. Musimy więc obecnie zbadać wydajność jako funkcję mocy z jednostki litrażu, a nie tylko jako funkcję średniego ciśnienia efektywnego. W ten sposób wprowadzamy współczynnik szybkości.

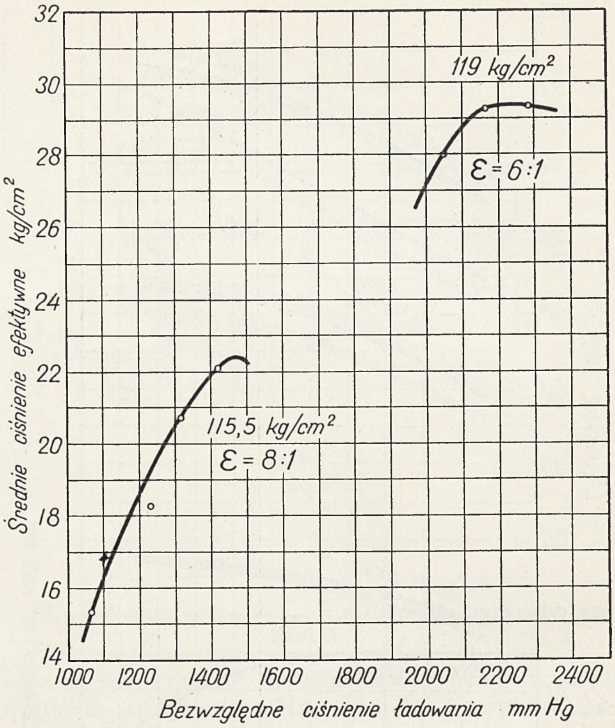
Analiza dostępnych danych konstrukcyjnych wskazuje, że z małymi wyjątkami, silnik skonstruowany przy wzięciu pod uwagę dużego średniego ciśnienia efektywnego, nie będze trudniejszy do skonstruowania, jeżeli obroty jego zostaną podwyższone powyżej średnich wartości dotychczas stosowanych. Staje się niezbędnym jednakże, taki wybór ilości obrotów, aby obciążenia były zawsze zrównoważone. Można wykazać, że średnie ciśnienie efektywne i maksymalne ciśnienia, określają wielkości i kształt większej ilości poszczególnych części silnika i że jednoczesne zwiększenie ilości obrotów i średniego ciśniena indykowanego da nam coraz większe wydajności jednostkowe bez poważnego zwiększenia ciężaru, lub innych komplikacji.

Poza tym bardzo szczęśliwy zbieg okoliczności pomaga konstruktorowi. W celu nie zniszczenia silnika podczas lotu nurkowego, został wprowadzony dla bezpieczeństwa współczynnik nadobrotów, który wchodzi do bieżących specyfikacji odbiorczych. Stąd niezbędne było konstruowanie silnika tak, żeby mógł on chodzić bez szkody na obrotach wyższych o 20 — 30% od normalnych, podczas krótkich okresów. Wprowadzenie niektórych urządzeń regulacyjnych, jak na przykład śmigła o stałych obrotach, zmieniły obecnie te warunki tak, że przyszłe silniki będą mogły bardziej zbliżyć swoje obroty nominalne do obrotów maksymalnych. Tak więc jest prawie pewne, że obroty niezbędne dla startu i dla działania w niebezpieczeństwie będą najwyższymi obrotami na których silnik będzie musiał chodzić.

Przedstawienie danych konstrukcyjnych nie mieści się w zakresie tego artykułu, lecz dla wyprowadzenia logicznych wniosków, kilka z głównych części składowych silnika i ich specjalna zależność konstrukcyjna od obrotów i ciśnień, będą poniżej przedyskutowane.




Rys. 15. Moc graniczna w zależności od szczegółów konstrukcyjnych. Stop. sprężania 6:1, paliwo: izooktan.




Rys. 16. Moc graniczna w zależności od stopnia sprężania — paliwo: izooktan z dodatkiem 1 cm³ czteroetylku ołowiu

## Zespół: Cylinder — głowica

Głowica zawierająca przestrzeń spalania jest oczywiście konstruowana jedynie z punktu widzenia temperatur i ciśnień maksymalnych i nie wchodzą tu w grę żadne wpływy dynamiczne. Tuleja cylindra, chociaż początkowo budowana jako część pracująca na rozciąganie, może potrzebować pewnego zbadania ze względu na zwiększone boczne naciski wskutek zwiększonych obrotów. Jednakże, jeżeli konstruktor brał pod uwagę wysokie średnie ciśnienie, to jest do przewidzenia, że kwestia ilości obrotów nie będzie czynnikiem decydującym.

Pewne zagadnienia powstają przy konstrukcji tłoka. Można uważać, że jeżeli pewien typ tłoka zostanie opracowany dla dużych ciśnień i ciężkich warunków termicznych, z uwzględnieniem odpowiedniej sztywności przy wysokich temperaturach, to wystarczy on napewno dla pokonania wysokich naprężeń dynamicznych.

## Rozrząd

Rozrząd jest jedną z niewielu części silnika, gdzie duże ilości obrotów powiększają obciążenia wynikłe z dużych ciśnień gazowych. Prawdą więc jest, że mechanizm rozrządu tworzy poważną przeszkodę dla zastosowania bardzo dużych ilości obrotów.

Zespół kół zębatych, niezbędnych dla napędu mechanizmu kułakowego nie będzie się różnił dla silnika o dużych obrotach, posiadającego wałki kułakowe umieszczone na głowicach. Zato urządzenie posiadające popychacze wprowadzi pewne ograniczenia przy większych obrotach.

Ważny również jest fakt, że jeżeli zawory zostały przystosowane do działania w wysokich temperaturach, to będą one z nadmiarem przystosowane do dużych obrotów. Zawór drążony ze względu na temperatury, jest sztywny i może znieść najbardziej ostre przyśpieszenia i dodatkowe naprężenia spowodowane przez ugięcia w rozrządzie przy dużych obrotach. Gniazda zaworowe oraz materiały stosowane na przylgnie zaworowe, które zostały wytworzone dla działania w wysokich temperaturach, zachowują się pierwszorzędnie przy dużych szybkościach. Trzonek o dużej średnicy ze względu na odprowadzanie ciepła, tworzy doskonałe prowadzenie zaworu przy dużych szybkościach. Boczny nacisk dźwigienki zwiększony przez zastosowanie silniejszych sprężyn, niezbędnych przy dużych obrotach, jest również lepiej przenoszony przez gruby trzonek zaworu. Konstruktor może także zwiększyć niezawodność działania przez zastosowanie pełnego smarowania rozrządu. Dalszym krokiem byłoby zastosowanie kułaków o niesymetrycznych profilach, rzecz na którą zwrócono dotychczas bardzo mało uwagi.

## Korbowody

Wielkość przekroju korbowodu jest określona jedynie przez siły gazowe działające wybaczająco. A więc zwiększenie maksymalnego lub średniego ciśnienia pozwala automatycznie na zwiększenie obrotów, gdyż naprężenia rozrywające nie są czynnikiem decydującym o konstrukcji. Łeb korbowy wymaga jednak pewnych zmian przy zwiększonych obrotach, głównie ze względu na gięcie pokrywy i śrub.

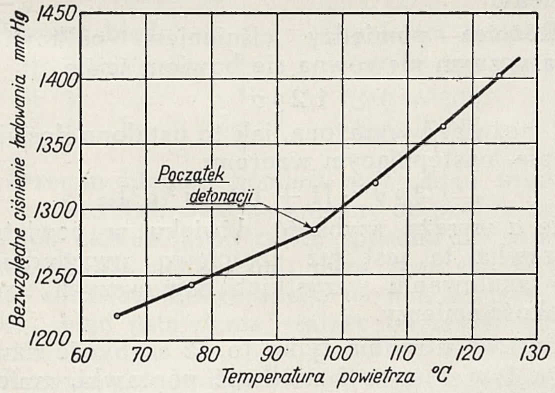
## Łożyska

W silnikach wybuchowych o normalnym układzie korbowym, zarówno korbowody jak i łożyska zależą wyłącznie od sił gazowych. Jeżeli więc łożyska przeniosą zadawalająco obciążenia siłami gazowymi, to tym samym wystarczą one dla zwiększenia mocy silnika przez powiększenie ilości obrotów.

Dla unaocznienia tego faktu zanalizujemy obciążenia łożysk dwóch hipotetycznych silników. Na rys. 18 (A) mamy podany wykres obciążeń głównego łożyska pewnego silnika o średnim ciśnieniu efektywnym 10,5 kg/cm² i o ilości 2000 obr/min. Następny wykres rys. 18 (B) wykazuje nam wynik podwyższenia średniego ciśnienia indykowanego do 17,5 kg/cm². Według wszelkiego prawdopodobieństwa konstrukcja łożyska musi być zmieniona, aby mogło ono przenieść te silnie zwiększone obciążenie. Ten drugi silnik jednakże może mieć podwyższone obroty do 3000 obr/min przy tym samym średnim ciśnieniu efektywnym. Obciążenia maksymalne zmniejszają się wówczas jak to jest wskazane na rys. 18 (C). Średnie obciążenie jest oczywiście wyższe, wiadomo jednak, że działanie łożysk będzie lepsze, niż z obciążeniem jak na rys. 18 (B), ze względu na zmniejszenie rozpiętości skrajnych obciążeń.

Podobna zależność, jak wykazana dla głównych łożysk, jest również prawdziwą dla panewek korbowodowych.

Pewne jest, że inne łożyska znajdujące się w silniku nigdy nie wymagają takich ograniczeń, żeby ich wielkość stała się krytyczną. Wiadomo również, że większość łożysk w silniku, jak te które łożyskują napędy pomp, akcesorii i sprężarek, mają obroty ściśle określone i niezależne od obrotów nominalnych silnika.

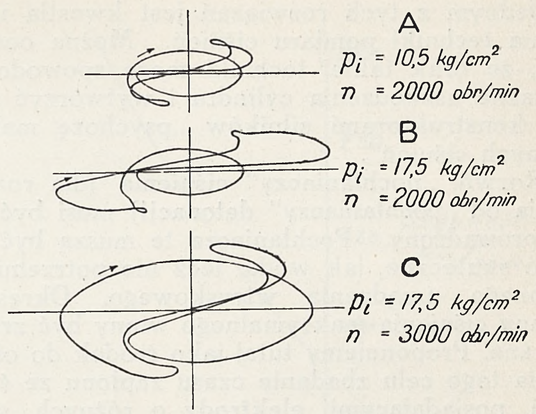



Rys. 17. Ciśnienie ładowania w zależności od temperatury powietrza dla stałej mocy. Paliwo: 87 oktanowe, zużycie 204 gr/KM godz.

## Wał wykorbiony i karter

Poza rozważaniami nad rezonansem drgań skrętnych i giętnych w zespole wał wykorbiony—karter, grupa ta jest wyłącznie określona przez ciśnienia gazów, z wyjątkiem zamocowań cylindra, które oczywiście, są zależne tylko od ciśnienia maksymalnego.

Z rozważania zagadnienia drgań wynika, że każda poszczególna konstrukcja winna być zbadana indywidualnie. Silnik o większej liczbie obrotów będzie posiadał drgania karteru wzbudzane




Rys. 18. Obciążenie łożysk w zależności od średniego ciśnienia indykowanego oraz ilości obrotów

przez niższe harmoniczne sił wzbudzających, które oczywiście będą posiadały większe amplitudy. Wał takiego silnika będzie pracował w sąsiedztwie wyższych rzędów drgań własnych, lecz tłumienie będzie odpowiednio większe. Drgania te będą powodowane tylko przez wyższe harmoniczne wzbudzania, a ponieważ te ostatnie są o małej amplitudzie, zadanie staje się tym łatwiejsze.

## Napęd sprężarki

Znamienne jest, że w silniku o dużej liczbie obrotów można przy stosunkowo niewielkiej przekładni, otrzymać duże szybkości obwodowe wirnika, niezbędne dla otrzymania odpowiedniego ciśnienia dolotowego, niezbędnego dla otrzymania dużego średniego ciśnienia efektywnego. W ten sposób zagadnienie zmniejszenia uderzeń oraz konstrukcji kół zębatych staje się znacznie uproszczone.

## Napędy akcesorii

Dążenie w konstrukcji akcesorii jest skierowane ku dużym ilościom obrotów, a więc tak jak i w przypadku napędu sprężarki, czym wyższa jest liczba obrotów wału wykorbionego, tym mniejsza przekładnia jest potrzebna.

## Reduktor

W konstrukcji tej jednostki, zwiększenie obrotów silnika o dużym średnim ciśnieniu efektywnym zdecydowanie prowadzi do zwiększenia wielkości i ciężaru, przynajmniej przy rodzajach reduktorów obecnie używanych. Ponieważ istnieje zdecydowane dążenie do niskich ilości obrotów śmigieł, możliwe, że w niedalekiej przyszłości zobaczymy rodzaje reduktorów zupełnie różnych od obecnych, umożliwiające stosowanie większych przekładni.

## Zakończenie

Przy końcu rozważań należy zwrócić uwagę na fakt, że niedawne, ogromne postępy w paliwach dla silników o zapłonie iskrowym, umożliwiły otrzymanie wydajności jednostkowych i oszczędności na zużyciu, których do tej pory konstruktor nie mógł należycie wyzyskać. Cel tego artykułu będzie osiągnięty, jeżeli spowoduje on powstanie rozwiązań, pozwalających na stosowanie takich paliw.

Jednym z tych rozwiązań jest kwestia ulepszenia techniki pomiaru ciśnień. Można oczekiwać, że brak takiej techniki może spowodować poważne uszkodzenia cylindra i wytworzyć między konstruktorami silników „psychozę maksymalnych ciśnień".

Rozwój „pochłaniaczy" ciśnienia (dla rozróżnienia od „pochłaniaczy" detonacji) musi być dalej prowadzony. Pochłaniacze te muszą być tak samo skuteczne, jak woda, lecz nie potrzebujące osobnego urządzenia wtryskowego. Okresowe zmiany ciśnienia maksymalnego winny być zredukowane. Proponujemy tutaj jako środek do osiągnięcia tego celu zbadanie czasu zapłonu ze świecami posiadającymi elektrody o różnych stopniach promieniowania elektronowego. Nasuwa się myśl, że ze wzrostem średniego ciśnienia efektywnego, umożliwionego przez zaproponowane paliwa, koniecznym będzie wzrost ilości obrotów silnika, oraz że zagadnienie umożliwienia nadzwyczaj wysokich wydajności jednostkowych stanie się łatwiejsze, o ile zgodzimy się na silnik o wysokich obrotach i o ile odpowiednio zwrócimy uwagę na sposób w jaki zostaną obciążone przez ciśnienia i szybkości poszczególne części silnika.

Przygotowując ten artykuł korzystaliśmy z doświadczenia uzyskanego podczas prac zrobionych dla Lotnictwa Armii Stanów Zjednoczonych i z wdzięcznością podkreślamy pomoc Działu Materiałowego, oraz zezwolenie na publikację tych rozważań.

# POMIAR SZYBKOŚCI SAMOLOTU

Dr. Inż. JÓZEF PAWLIKOWSKI

Streszczenie artykułów: A. E. Woodwarta z Nr. 98 (Vol. IX) Aircraft Engineering z kwietnia 1937 i H. Danielziga z Nr. 6 (Bd. XIV) Luftfahrtforschung z czerwca 1937. Krótki wyciąg z pierwszego artykułu był wydrukowany w Nr. 5 (Bd. IV) Luftwissen z maja b. r.

Przy każdym nowym prototypie samolotu zadaje się zwykle pytanie: „Jaka jest największa rzeczywista szybkość danego samolotu", które nasuwa się nieodparcie przy każdym nowym prototypie, zostaje zwykle bez prawdziwej odpowiedzi. Pomijając już zbytni optymizm oceny konstruktora lub właściciela samolotu, wpływa na to proces przeprowadzenia pomiaru szybkości, która może być określona tylko całym szeregiem bardzo starannych i skomplikowanych badań, przekraczających zwykle możliwości wytwórni. Artykuł niniejszy ma na celu wykazanie błędów, związanych z normalnymi pomiarami szybkości oraz podanie kilku sposobów przeprowadzenia tych pomiarów z dostateczną dokładnością.

Jak wiadomo, istnieje wiele sposobów mierzenia szybkości samolotu (cały czas jest tu oczywiście mowa o mierzeniu szybkości samolotu względem powietrza t. j. t. zw. szybkości technicznej*) samolotu) przy pomocy szybkościomierzy, zaopatrzonych w rurki aerodynamiczne, szybkościomierzy płytkowych, wiatraczkowych, cieplnych itp. Najbardziej rozpowszechnioną metodą jest wykonywanie pomiaru przy użyciu szybkościomierzy z rurkami Pitot.

Metoda ta jest ogólnie znana: przy pomocy rurki Pitot otrzymuje się w odbiorniku, zbudowanym jako manometr, po jednej stronie przepony membranowej ciśnienie całkowite

$$p + 1/2\,\rho\,v^2,$$

po drugiej zaś ciśnienie statyczne $p$. Siła działająca na przeponę będzie więc w ten sposób równać się

$$1/2\,\rho\,v^2$$

gdzie $\rho$ gęstość powietrza, zaś $v$ poszukiwana szybkość samolotu. Chcąc otrzymać tę wielkość teoretycznie należy tylko znać gęstość powietrza i zmiany tej wielkości w zależności od temperatury i wysokości.

Pierwsze teoretyczne zastrzeżenie co do prawidłowości tej metody powstaje przy szybkościach powyżej 320 km/godz., gdyż wtedy należy już uwzględnić poprawkę, zależną od szybkości dźwięku.

Różnica pomiędzy ciśnieniem całkowitym a statycznym nie równa się bowiem ściśle

$$1/2\,\rho\,v^2$$

lecz może być wyrażona, jak to ustalono doświadczalnie, następującym wzorem:

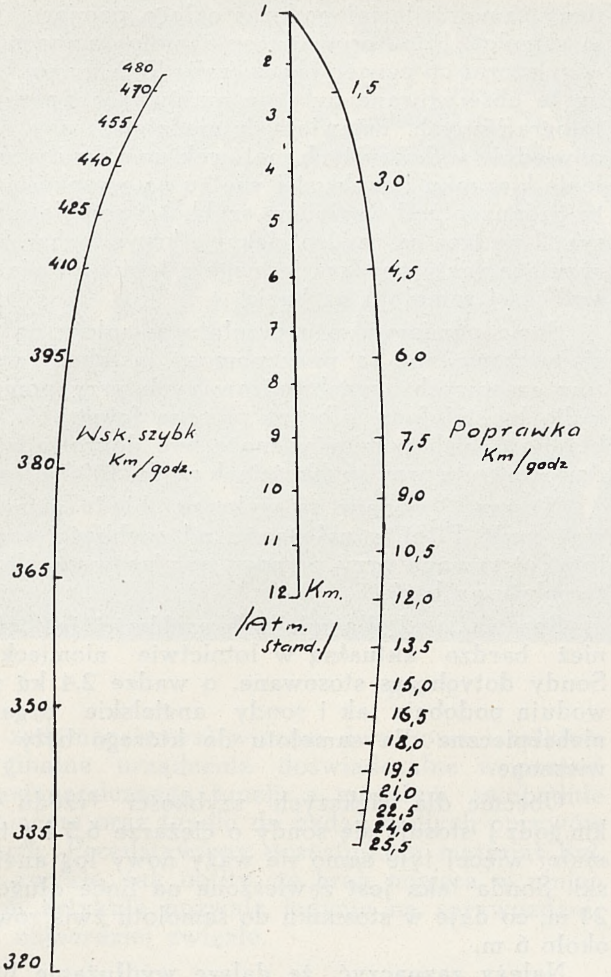
$$1/2\,\rho\,v^2 \cdot [1 + 1/4 \cdot v^2/a^2]$$

gdzie $a$ wyraża szybkość dźwięku w powietrzu. Poprawka ta jest już częściowo uwzględniana przy skalowaniu wszystkich najnowszych typów szybkościomierzy.

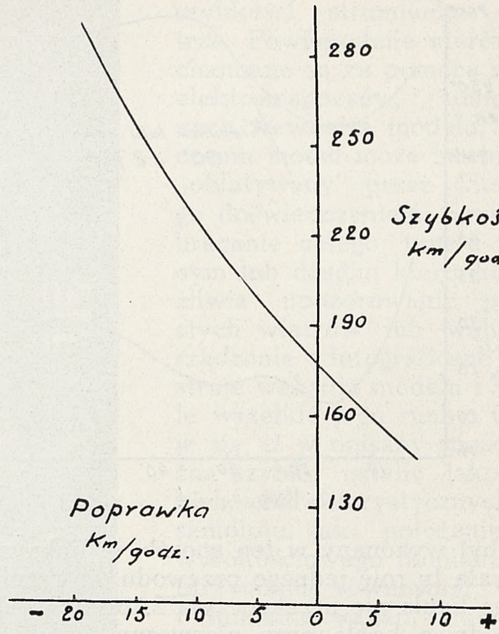
Sprawę utrudnia tylko to, iż szybkość dźwięku, a tym samym i wielkość poprawki, zmienia się w zależności od temperatury. P.S.P. Osborn opracował nomogramy dla poprawiania (lub usuwania) tego błędu, który możemy nazwać „błędem zgęszczenia powietrza". Nomogramy te przeliczone na system metryczny podane są na rys. 1.

Niezależnie od powyższego błędu pomiaru, mechanizm szybkościomierza, a właściwie jego membrama, powoduje nieścisłość, która może być nazwana „błędem mechanicznym". Zależy on od wykonania membrany (jej histerezy), temperatury, w której się pomiar odbywa oraz od drgań, a tym samym i od szybkości samolotu. Odtworzenie tego błędu w warunkach laboratoryjnych jest z tego powodu prawie że niemożliwe. W Anglii, przy pomocy pomiarów szybkości na bazie usta-

*) Terminu „szybkość techniczna" używa autor dla oznaczenia szybkości samolotu względem powietrza; po raz pierwszy wprowadzony w książce „Lotnicze przyrządy pokładowe" 1936 r.




Rys. 1.




Rys. 2.

lono dla „błędu mechanicznego" następujące granice:

| Granice błędu | Szybkości samolotu |
|---|---|
| ± 3 km/godz. | 60 — 360 km/godz. |
| ± 5 | 360 — 500 |
| ± 8 | 500 — 750 |

Trzecim błędem pomiaru jest „błąd ustawienia" rurki Pitot. Jest on zależny od profilu skrzydeł, ich układu, typu rurki, sposobu jej zamocowania i kąta nachylenia; poza tym, dla danego typu samolotu i wybranego na nim miejsca dla rurki, „błąd ustawienia" zależy od szybkości samolotu.

Krzywe „błędu ustawienia" mogą być również określone przy pomocy szeregu pomiarów szybkości na bazie.

Krzywe „błędu ustawienia" muszą być określane dla każdego samolotu przy pierwszych pomiarach jego wyczynów. Najlepsze miejsce dla ustawienia rurki na samolocie określa się zwykle przy przedmuchiwaniu modelu samolotu w tunelu aerodynamicznym. W ten sposób np. stwierdzono, że dla jednopłatów „błąd ustawienia" nie będzie przekraczał 5% o ile rurka aerodynamiczna będzie wysunięta przed skrzydłem samolotu o 0,4 długości cięciwy łuku tego skrzydła.

„Błąd ustawienia" może być zmniejszony do zera w wypadku zawieszenia części rurki, przejmującej ciśnienie statyczne (sondy powietrznej) w dostatecznej odległości od samolotu. Część rurki, przejmującej ciśnienie całkowite, może pozostać na samolocie pod warunkiem, że rurka ta będzie ustawiona równolegle do strumienia powietrza, wywołanego ruchem samolotu.

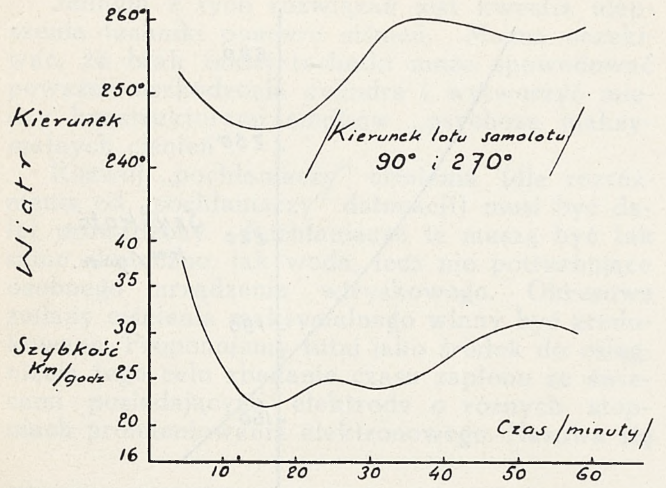
W związku z powyższym w lotnictwie angielskim już w 1922 roku wprowadzona było do pomiarów sonda powietrzna (konstrukcji H.S. Stevensa) zawieszona na lince o długości około 20 m. Wyniki jej pomiarów uznawano w przeciągu 15 lat za dobre pod warunkiem absolutnej szczelności przewodów powietrznych, gdyż oczywiście najmniejsza ich nieszczelność całkowicie wypaczała pomiary.

Dopiero ostatnie doświadczenia P. A. Hustina wykazały, że ten sposób mierzenia szybkości ogranicza się do szybkości samolotu równej 240 km/godz.; poza tym spostrzeżono, że drgania sondy przy szybkościach powyżej 300 km/godz. mogą nawet stanowić niebezpieczeństwo dla samolotu.

Wyniki tych doświadczeń zmusiły lotnictwo angielskie do szukania nowych metod pomiarów. Jedną z takich nowych metod było zastosowanie logów wiatraczkowych, mających w stosunku do szybkościomierzy ciśnieniowych tę zaletę, że jak wiadomo, ich wyniki pomiarów szybkości nie wymagają wprowadzania poprawek na zmianę gęstości powietrza.

W pierwszym logu używanym przez dłuższy czas w lotnictwie angielskim, przekazywanie obrotów wiatraczka na samolot, gdzie był umieszczony licznik Veedera, odbywało się za pomocą impulsów elektrycznych. Szybkościomierz tego rodzaju mógł być używany dla szybkości nie przekraczających 400 km/godz.

Dla mierzenia szybkości większych, był ostatnio stosowany nowy log również wiatraczkowy z elektrycznym przekaźnikiem obrotów. Przy zawieszeniu tego logu zwrócono szczególną uwagę na możliwe zmniejszenie przekroju kabla, na którym ten przyrząd miał być zawieszony na samolocie.



Rys. 3.

Kabel był wykonany w ten sposób, iż linka nośna odgrywała tu rolę jednego przewodu. W rezultacie średnica kabla nie przekroczyła 2,16 mm, podczas gdy średnica kabla przy pierwszym logu wynosiła 3,5 mm. Należy dodać, iż ciężar drugiego logu wynosił już 6 kg podczas gdy ciężar pierwszego logu równał się tylko 2,5 kg. Zwiększenie ciężaru logu wywołane było chęcią osiągnięcia większego zwisu logu. Maksimum obrotów logu wynosiło (jak zresztą i w pierwszym wypadku) 12000 obr/min. Log ten mógł być używany do mierzenia szybkości nie przekraczających 650 km/godz.

Oba logi były skalowane w tunelu aerodynamicznym.

Jak już wspominałem poza mierzeniem szybkości przy pomocy przyrządów na samolocie, w Anglii stosowana jest również metoda pomiarów na bazie, o czym już było wyżej wzmiankowane. Metoda ta wymaga przede wszystkim nader wytrawnych pilotów, umiejących jednocześnie utrzymać stałość obrotów silnika, kierunek wysokości i wszystkie inne warunki konieczne dla prawidłowości pomiaru.

Wielkie trudności techniczne nasuwa następnie sprawa eliminacji składowej szybkości wiatru. Najłatwiej mierzy się kierunek i szybkość wiatru o ile jest możliwe zastosowanie na bazie lotu przyziemnego (lot na wysokości 15 — 30 m.) gdyż wtedy można bezpośrednio użyć wiatromierzy i wiatrowskazy meteorologiczne.

Na jednej z baz lotniczych Anglii podczas pomiarów szybkości, na tej samej wysokości, co badany samolot, leciał podczas całego pomiaru drugi samolot. Pilot prowadzący samolot pomocniczy wypuszczał co pewien okres czasu kłąb dymu. Kłęby te obserwowane były na matówkach aparatów fotograficznych, ustawionych niedaleko bazy. Odpowiednie wykresy tych matówek umożliwiły ustalenie kierunku i szybkości wiatru na wysokości lotu badanego pod względem szybkości samolotu. Na rys. 2 podane są bardzo ciekawe krzywe charakteryzujące wiatr podczas jednego z takich pomiarów szybkości samolotu na bazie.

Same pomiary czasu przelotu samolotu na bazie wykonywane są przy pomocy instalacji zegarów czasowych synchronizowanych przy pomocy radio lub telefonu albo za pomocą fotografii. Dokładność tych pomiarów może być doprowadzona do 1 km/godz przy szybkościach rzędu 500 km/godz.

Na rys. 3 podane są wykresy „błędu ustawienia" rurki Pitot w zależności od szybkości samolotu, otrzymane przy pomocy pomiarów szybkości samolotu na bazie.

Sprawa sond dla wielkich szybkości jest również bardzo aktualną w lotnictwie niemieckim. Sondy dotychczas stosowane, o wadze 2,4 kg powodują podobnie jak i sondy angielskie drgania niebezpieczne dla samolotu do którego były zawieszone.

Obecnie dla większych szybkości (rzędu 400 km/godz.) stosuje się sondy o ciężarze 6,5 kg t. j. mniej więcej tyle samo ile waży nowy log angielski. Sonda taka jest zawieszona na lince długości 24 m, co daje w stosunku do samolotu zwis równy około 6 m.

Należy zaznaczyć, że dalsze wydłużanie linki tylko nieznacznie wpływa na powiększenie zwisu. Ustalono, że wydłużenie linki o przeszło 100% dało powiększenie zwisu zaledwie o 20%.

Średnica linki z przewodem statycznym wynosi w sondzie drugiej 7 mm. Daje to oczywiście dość znaczny dodatkowy opór, który musi być ujęty w poprawkach przy mierzeniu szybkości samolotu według następującego, ustalonego na mocy doświadczeń wzoru:

$$\frac{v'}{v} = \sqrt[3]{\frac{c}{c'}}$$

gdzie $v'$ szybkość samolotu z sondą, $v$ szybkość samolotu bez sondy, $c'$ opór samolotu z sondą, $c$ opór samolotu bez sondy.

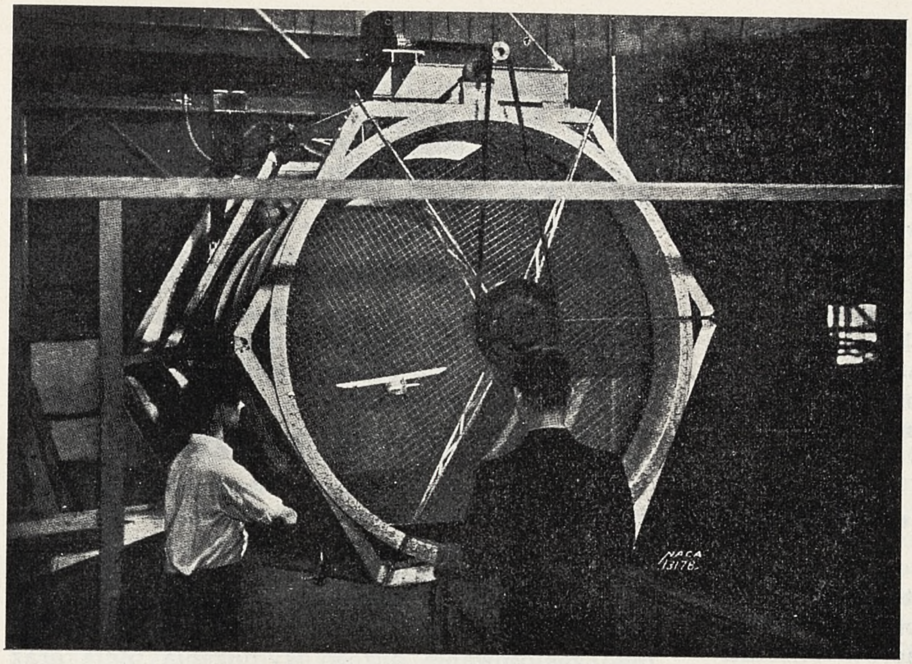
# ZJAZD N.A.C.A. W LANGLEY FIELD

## ALEKSANDER KLEMIN

Z oryginału p. t. „The Langley Field Conference" Aircraft Engineering. July 1937, str. 191 — 193 przetłumaczył inż. S. Danielewicz.

*Sprawozdanie z ważniejszych doświadczeń, pokazanych na dorocznym Zjeździe N. A. C. A. (National Advisory Committee for Aeronautics — Narodowy Komitet Doradczy Lotnictwa).*

W tym roku zgłoszenia na Zjazd N. A. C. A. w Langley Field były tak liczne, że musiano podzielić uczestników na dwie grupy, a pokazy odbyć w dwóch etapach z jednodniową przerwą. Tak liczny udział w Zjeździe przedstawicieli przemysłu, uniwersytetów i instytucji państwowych wybitnie świadczy o ogólnym rozwoju lotnictwa amerykańskiego. Oprócz przedstawienia w zarysie wyników poważnych prac naukowych, Komi-




Rys. 1.

tet zademonstrował widzom dwa nowe i całkiem oryginalne urządzenia doświadczalne w postaci aerodynamicznego tunelu z modelem swobodnie latającym oraz tunelu do badań nagłych porywów wiatru. Przedstawiony uczestnikom materiał był, jak zwykle, tak obfity, że brak miejsca w niniejszym artykule pozwala jedynie na sprawozdanie jak najbardziej zwięzłe.

## Aerodynamiczny tunel z modelem swobodnie latającym

Doświadczenie, uzyskane przy badaniu swobodnego korkociągu w specjalnie do tego przeznaczonym pionowym tunelu aerodynamicznym (którego prototyp znajduje się w Farnborough), doprowadziło do wniosków tak korzystnych, że zasadę pomiarów z modelem swobodnie latającym zastosowano również do badań stateczności i zwrotności w normalnym położeniu samolotu. Cała ta stosunkowo nowa dziedzina techniki została urzeczywistniona w małym obracalnym tunelu, przedstawionym na fotografii (rys. 1). Do tego małego, krótkiego tunelu o konstrukcji przypominającej raczej tunel niewykończony, powietrze przedostaje się przez siatkę o drobnych oczkach i zostaje stamtąd wyssane za pomocą wentylatora normalnego typu. Otrzymany w tak prosty sposób prąd powietrza widocznie w zupełności wystarcza. Tunel zawieszono ponad przestrzenią doświadczalną, ustawione zaś pionowo koło ślimakowe i napędzana silnikiem elektrycznym ślimacznica pozwalają na obracanie całego urządzenia doświadczalnego o dowolny kąt. Doświadczenie polega na tym, że model wykonuje lot ślizgowy w nachylonym do góry prądzie powietrza tak, by pozostawał prawie w środku tunelu lub blisko niego; przy tym ciężar modelu odpowiednio dostosowano do powierzchni nośnej płatów. Na samym spodzie tunelu znajduje się płyta służąca do lądowania, na której ustawia się model; unosi się on stopniowo w miarę powiększenia się szybkości strumienia powietrza. Powierzchnie sterów uruchamiane są za pomocą małych elektromagnesów, umieszczonych wewnątrz modelu, dzięki czemu model może istotnie być „oblatywany" przez kierującego doświadczeniem. Szybkie obracanie całego tunelu w jednym lub drugim kierunku umożliwia upozorowanie porywistych wiatrów lub wahań. Urządzenie fotograficzne rejestruje wahania modelu i w ogóle wszelkie jego ruchy. Okazuje się, iż w opisany sposób można szybko ustalić jakość takich, charakterystycznych cech samolotu, jak: położenie steru wysokościowego ,konieczne dla utrzymania równowagi, okresy i tłumienie wahań, stateczność statyczną względem dowolnej osi, ruch modelu wskutek wychylania sterów i t. d.

Tunel dla badania modeli w locie swobodnym nie może, oczywiście, usunąć na plan dalszy bardziej uciążliwych metod badań statycznych i analizy matematycznej, zapewne jednak jest on pożyteczny. Niedawno na przykład, dyskutowano w Stanach Zjednoczonych na temat, czy na podstawie dotychczasowych badań pożądane są lotki z momentem przeciwwirażowym; doświadczenia, przeprowadzone w nowym tunelu wykazały, że lotki takie nie są odpowiednie. Innym ciekawym acz pobocznie otrzymanym wynikiem jest wykazanie faktu, że okresy i czas tłumienia wahań poprzecznych pozostają jednakowe niezależnie od tego, czy wahania te wywołane zostały przez boczny ześlizg, przez manewrowanie sterem kierunkowym lub przez manewrowanie lotkami. Zasadniczo podczas badań wahań poprzecznych w locie rzeczywistym wywołuje się wszystkie trzy rodzaje zaburzeń niezależnie jedno od drugiego. Wynikałoby więc z tego, że w ramach badań aerodynamicznych ruchy poprzeczne mogą być dostatecznie dobrze zbadane w locie rzeczywistym przez wywołanie tylko jednego z tych trzech rodzajów zaburzeń.

## Tunel aerodynamiczny do badań wolnych korkociągów

Im więcej przeprowadzano doświadczeń na temat korkociągów, tym więcej ujawniał się wpływ dobrej konstrukcji ogonowej o pionowych płaszczyznach nie zasłoniętych statecznikiem i sterem wysokościowym. Jeśli się nie zmienia skuteczności pionowych powierzchni ogona, to obrys płatów nie odgrywa tu żadnej roli. Również profil płata, nie ma wielkiego wpływu na ilość zwitek przed dojściem do równowagi; chociaż. zdaje się, że cienkie profile płatów są bardziej odpowiednie. To wszystko potwierdza tylko ogólnie przyjęte dziś mniemanie; pokazano jednak, że ciekawe doświadczenia, dotyczące wpływu rozmieszczenia

mas w samolocie na jego zdolności do wyjścia z korkociągu.

Najpierw badano model samolotu o jednym silniku z ołowianym ciężarkiem na przodzie dla upozorowania silnika, notując ilość zwitek przed wyjściem modelu z korkociągu. Następnie usunięto ciężarek z przodu modelu i rozmieszczono dwa ciężarki wzdłuż skrzydeł. Wykazano, że rozmieszczenie ciężarów wzdłuż skrzydeł przyspiesza wyjście modelu z korkociągu. Jest to dobrą wróżbą dla dwu- i czterosilnikowych maszyn transportowych. Praca naukowa Irvinga wykazała jednak, że wyników tych nie należy zbyt pochopnie uogólniać. I rzeczywiście, nieraz rozmieszczone wzdłuż skrzydeł ciężary zwiększają skłonność do t. zw. płaskich korkociągów.

## Nowy tunel do badania porywistych podmuchów

W związku z zebraniem Instytutu Nauk Lotniczych (Institute of Aeronautical Sciences), opisanym w jednym z poprzednich numerów Aircraft Engineering (tom IX, marzec 1937, strona 69—72, artykuł pod tytułem: „Doroczne Zebranie I. Ae. S." pióra Aleksandra Klemina) mieliśmy okazję zreferować wyniki przeprowadzonych w U. S. A. badań porywistych wiatrów. N. A. C. A. rozwinęła nadzwyczaj energiczną akcję, zmierzającą do zainstalowania w wielu różnych typach wodnych i lądowych transportowców t. zw. V. G. (Velocity, of gust = szybkość podmuchu) przyrządów Komitetu N. A. C. A., rejestrujących jednocześnie przyspieszenie i szybkość podmuchów. Samolotu China Clipper nie oddano do ruchu komunikacyjnego między S. Francisco a Manillą dopóty, dopóki nie umieszczono w nim owych rejestracyjnych przyrządów typu V. G. Dziś ogółem 160 tych przyrządów jest w użyciu. Według dotychczasowych badań uproszczona teoria o tym, że poryw wiatru nagle uzyskuje maksimum swej siły, zdaje się być dla celów obliczeń statycznych niewystarczającą. Przeprowadzane obecnie studia mają na celu nie tylko określenie siły podmuchów, lecz również ustalenie odstępu i czasu, w jakich podmuchy te osiągają maksymalną swą siłę. Do takich danych można oczywiście dojść przez dokładną matematyczną analizę wykresów otrzymanych przyrządami V. G.

Czytelnicy pamiętają zapewne opis laboratoriów dla badania podmuchów w instytucie Akron Airship Institute; w instytucie tym wirujące ramię wprowadza model do strefy ulegającej działaniu aerodynamicznego tunelu pionowego, gdzie też można upozorować porywy wiatru. W swym nowym tunelu dla badania podmuchów N. A. C. A. zastosowała odmienny układ. W aerodynamicznym tunelu upozorowany zostaje pionowy podmuch o danej wielkości i sile. Model samolotu, wyrzucony z katapulty po pochyłym torze, przebywa tę strefę podmuchów z szybkością 50 mil/godz. (ok. 80 km/godz.). Mały rejestrujący przyspieszeniomierz, umieszczony wewnątrz modelu, jakby zastępuje przyrząd V. G. Model wyposażono również w światła; przy pomocy rejestrującego przyrządu fotograficznego, posuwającego się razem z powietrzem i z szybkością jego przepływu, otrzymano trasę lotu modelu i jego kąty natarcia — jednym słowem — całkowity przebieg zjawiska podmuchu. Ponieważ przyspieszenie ruchu modelu aż do osiągnięcia szybkości 50 mil/godz. (80 km/godz.) odbyło się na trasie długości paru stóp, cały przebieg doświadczenia odbył się bardzo szybko a dostrzeżenie jego wymagało od widzów skupionej uwagi. Po przebyciu porywistej strefy szybkość modelu uległa zmniejszeniu przez zastosowanie siatki z taśm gumowych a wreszcie model zatrzymano stosując zasłonę z workowego materiału : haczyk, umocowany na przodzie modelu, zaczepił się o zasłonę i ochronił model przed upadkiem i uszkodzeniem.

## Badanie zjawiska „przeciągnięcia"

W zeszłym lub pozaprzeszłym roku konstruktorzy amerykańscy zwrócili większą uwagę na kontrolę zjawiska „przeciągnięcia" na końcach skrzydeł samolotu. Przy konstrukcji wielkich maszyn o skrzydłach bardzo obciążonych przez wbudowanie w nie czterech silników nieuniknionym było zastosowanie dużego wydłużenia płata oraz znacznego zwężenia skrzydeł ku końcowi. To zaś ze swej strony doprowadziło do tego, że końce skrzydeł osiągały „przeciągnięcie" szybciej od środkowej części. Ponieważ teoretycznie zbadanie tego zjawiska pozostawia jeszcze dużo do życzenia, wypróbowano liczne środki zaradcze. Może zaciekawi ich zestawienie. Oto ono:

1) wychylenie skrzydeł do góry;
2) cienkie profile końcowe o wielkiej wypukłości;
3) mniejsza wypukłość w profilach środkowej części skrzydeł;
4) szczeliny na końcach skrzydeł;
5) ostra przednia krawędź skrzydeł w środkowej części;
6) klapy krokodylowe przy nasadzie skrzydeł.

Komitet w znacznym stopniu rozszerzył wiadomości o tych zjawiskach przez zastosowanie pęków nici i taśm zarówno w aerodynamicznym tunelu jak też w locie rzeczywistym; w szczególności zastosowano t. zw. „klapę dla kontroli przeciągnięcia" samolotu przy profilu N.A.C.A. 23012. Jest to bodajże najbardziej uniwersalny profil w ogóle, o małej wędrówce środka parcia, o małym oporze aerodynamicznym, o wysokim współczynniku nośności, o odpowiedniej głębokości profilu i t. d. Jego wadą jest nadzwyczaj ostre załamanie się krzywej na wykresie nośności przy „przeciągnięciu". Klapa dla kontroli istotnie powoduje zawieszenie tylnej połowy skrzydła w taki sposób, że kiedy klapa jest opuszczona, maksymalna wypukłość profilu występuje na połowie cięciwy. Z takim układem maksymalnej wypukłości przejście szczytu wykresu nośności staje się łagodniejsze, a maksimum nośności występuje przy znacznie mniejszym kącie natarcia, niż normalnie. Maksimum nośności zostaje również powiększone. Klapa dla kontroli przeciągnięcia spełnia więc szereg pożytecznych zadań udoskonalając profil N. A. C. A. 23012 i przyczyniając się do ulepszenia charakterystyki lotek na dużych szybkościach. Poza tym zawsze można normalną klapę zmontować z klapą kontroli przeciągnięcia tam, gdzie się rozchodzi również o powiększenie nośności skrzydła.

Pewien sceptycyzm okazali konstruktorzy-praktycy. Jak można np. zastosować opisany wyżej rodzaj klapy przy płacie o pokryciu nośnym a w szczególności tam, gdzie wewnątrz płata znajduje się zbiornik? Podczas dyskusji wyjawiono również inne trudności o charakterze konstrukcyjnym.

### Tunel o ścisłym przepływie powietrza

Tunel aerodynamiczny o rozmiarze 8 stóp (2,44 m) i szybkości przepływu 500 mil/godz. (804,7 km/godz. = 224 m/sek.) jest obecnie w zupełności ukończony, a wyposażony w automatyczną wagę, odznacza się wybitnie łatwą obsługą. Tunel ten odda bezcenne usługi przy badaniach lotu o dużych szybkościach w ogóle, a zjawisk lotu w powietrzu, uważanym jako ośrodek ściśliwy, w szczególności. Ostatnio przeprowadzone badania utrwaliły zdanie, że przy bardzo wielkich szybkościach wartość spółczynnika momentu (pochylającego ku przodowi) może ulec znacznym zmianom. Takie zmiany odgrywają naturalnie poważną rolę przy stateczności i konstrukcji samolotów do bombardowania nurkowego i innych maszyn wojskowych. Jeśli skrzydło nabiera szybkości większej od tej, przy której następuje oderwanie strumienia wywołane zgęszczeniem powietrza, to górna część płata przestaje nosić, a dolna płaszczyzna ma skłonność do przesunięcia środka parcia na połowę cięciwy. Skrzydło, które normalnie ma środek parcia na $\frac{1}{4}$ cięciwy, doznaje wówczas znacznego powiększenia spółczynnika momentu pochylenia. Skrzydła o dużej wypukłości i grubości są bardziej skłonne do oderwania strumienia wywołanego zgęszczeniem powietrza, i, co za tym idzie, bardziej przyczyniają się do powiększenia spółczynnika momentu.

Lecz nie tylko przy skrzydłach należy się obawiać czołowych fal zgęszczenia i oderwania strumienia, wywołanego ściśliwością powietrza, w wypadku, gdy szybkość lokalna zbliża się do szybkości głosu. Należy się tego obawiać również przy normalnych osłonach N.A.C.A., w krzywiźnie bowiem tych osłon zachodzą raptowne zmiany, a ulegają one działaniu znacznych lokalnych szybkości powietrza. W jednym z pokazów poddano model osłony działaniu strumienia powietrza; stopniowo powiększono szybkość opływową powietrza do 325 mil/godz. (520,3 km/godz. = 145 m/sek), a równocześnie odczytywano szybkości lokalne na powierzchni osłony typu N.A.C.A. Skoro tylko suma dwóch szybkości: maksymalnej szybkości lokalnej powietrza na krawędzi czołowej osłony i średniej szybkości opływowej powietrza, osiągała szybkość 710 mil/godz. (1143 km/godz. = 318 m/sek.), powstawała raptowna czołowa fala zgęszczenia, a z tym znacznie wzrastał opór. Badania te wykazały konieczność zmiany konstrukcji osłon N.A.C.A. w wypadku, gdyby nowoczesne typy samolotów miały latać z szybkością większą od 325 mil/godz. (520 km/godz. = 144 m/sek.). Ostatnio opracowano konstrukcyjnie bardziej zaokrągloną formę osłony, która przy stosowaniu samolotów z osłonami N.A.C.A. pozwoli na powiększenie szybkości opływowej powietrza do tego stopnia, by skutki ściśliwości powietrza występowały równocześnie na płacie i na osłonie.

### Zmniejszenie oporu skrzydeł

Drugim ważnym tematem badań w tunelu dla dużych szybkości jest zmniejszenie oporu płatów samolotu. Zademonstrowaniu wyników tych dociekań towarzyszył ciekawy rys historyczny. Parę lat temu normalny jednosilnikowy samolot kabinowy osiągał szybkość przelotową 136 mil/godz. (219 km/godz.). Szybkość lotu nowoczesnego czterosilnikowego transportowca nie jest mniejszą od 200 mil/godz. (322 km/godz.). Poza tym spółczynnik oporu nowoczesnej maszyny stanowi tylko 40% spółczynnika oporu maszyny starszej jednosilnikowej. Ten postęp w rozwoju sprawności aerodynamicznej przypisać należy zastosowaniu chowanego podwozia, lepszemu uskrzydleniu, bardziej aerodynamicznej konstrukcji kadłuba i t. d. Te ulepszenia nowoczesnego samolotu spowodowały naturalnie wzrost udziału oporu skrzydeł w całkowitym oporze samolotu. W jednosilnikowym krytym samolocie opór skrzydeł wynosił tylko $\frac{1}{3}$ oporu całkowitego. Obecnie wynosi on od 50 do 60% oporu całkowitego. Dalszy poważny opór powodują gondole silników, którym przypisać należy 20 do 25% oporu; opór powierzchni ogonowych stanowi około 10 do 14%, podczas gdy aerodynamicznie wykonany, ładnie oprofilowany kadłub wykazuje udział w całkowitym oporze, wynoszący zaledwie 5—6%.

W miarę udoskonalenia konstrukcji lotniczych i w miarę tego, jak zbliżamy się do ideału „latającego", zagadnienie zmniejszenia oporu skrzydeł również nabiera większej wagi. Dziś lotnictwo uczy się tego, o czym konstruktorzy rasowych jachtów wiedzieli już oddawna: powierzchnia skrzydła musi być zupełnie gładka. Przy małych szybkościach i grubej warstwie granicznej opływającego powietrza mniejsze nierówności są dozwolone, przy większych natomiast szybkościach warstwa graniczna jest tak cienka, że gładka wypolerowana nawierzchnia skrzydła jest niezbędna.

W tunelu dla wielkich szybkości przeprowadzono badania z płatem o cięciwie 5 stóp (1,27 m) przy szybkości przepływu od 100 do 500 mil/godz. (160 km/godz. do 905 km/godz.). W zastosowaniu do nowoczesnych samolotów o wadze 20000 funtów (9072 kg), o powierzchni skrzydeł 1000 stóp kw. (92,9 m$^2$) i o szybkości lotu ca 225 mil/godz. (362 km/godz.) wysnuto z tych badań następujące wnioski:

1) dodanie na gładkim płacie zespołu małych $\frac{1}{16}$ calowych (1,6 mm) miedzianych nitów z główkami powodowało zwiększenie zapotrzebowania mocy o 82 KM;

2) zastosowanie znormalizowanych 3/32 calowych (2,38 mm) nitów wraz z połączeniem na nakładkę powodowało wzrost mocy o 182 KM ponad moc zużytą na pokonanie oporu gładkiego płatu;

3) zastosowanie drobnoziarnistej nawierzchni o średnicy ziarna 5/10000 cala (0,0127 mm) powodowało dalszy wzrost mocy o 40 KM;

4) przy natryskowym zamalowaniu gładkiego

i polerowanego skrzydła strata mocy wynosi 91 KM.

Wysunięto myśl, by przy każdym postoju regularnie kursującej maszyny obsługa samolotu zmywała z niego nagromadzony brud i pył. Oto niektóre inne wartościowe spostrzeżenia dla konstruktorów:

1) odstęp nitów wywiera stosunkowo mały wpływ na podniesienie czołowego oporu samolotu; wpływ taki wywierają główki nitów, wystające poza warstwę graniczną strumienia;

2) nity, umieszczone na krawędzi natarcia skrzydła i na górnej jego powierzchni, są najbardziej szkodliwe;

3) oczywiście kierunek nakładki musi być odpowiedni. Jeśli górna powierzchnia nakładki skierowana jest do tyłu, opór jest mniejszy, aniżeli wówczas, gdy górna powierzchnia nakładki skierowana jest do czoła skrzydła;

4) przy zastosowaniu wadliwie ułożonych nakładek, normalnych nitów i lekko chropowatej powierzchni normalny opór płata wzrosnąć może o około 60%.

## Śmigła cisnące

Silnik Allison, chłodzony cieczą, doprowadzono ostatnio do pewnego stopnia rozwoju, umożliwiając jego użycie, a ponieważ typ silników Wright Cyclone daje obecnie moc dochodzącą do 1500 KM, należy przypuszczać, że prędzej czy później chłodzone cieczą silniki muszą być wydatnie udoskonalone; jak wyżej stwierdzono, opór gondoli silnika chłodzonego powietrzem dosięga 20 do 25% oporu całkowitego, dalszym więc krokiem naprzód byłoby umieszczenie chłodzonego cieczą i ułożonego na płask silnika wewnątrz skrzydła. To wymaga zastosowania długiego wału napędowego śmigła. Powołując się na autorytet wybitnego konstruktora silników, możemy powiedzieć, że nieco wygodniej jest mieć do czynienia z długim cisnącym wałem napędowym silnika aniżeli z wydłużonym wałem pociągowym. N.A.C.A. jest oczywiście tego samego zdania, skoro przeprowadza badania z czterosilnikowym samolotem o napędzie cisnącym ze środkiem śmigła, położonym nieco poza tylną krawędzią skrzydła.

## Podwozie o trzech kołach

Nie ma najmniejszej wątpliwości, że w praktyce lotnictwa amerykańskiego utrwala się tak zwane podwozie trójkołowe, t. zn. podwozie, w którym, kierunkowo nastawne przednie koło współdziała z dwoma głównymi kołami umieszczonymi tuż za środkiem ciężkości. Podwozia tego używają dziś nie tylko w samolotach małych, lecz również w tak ciężkich maszynach jak amfibia Douglas i transportowiec Douglas DC4. Zaletą podwozia o trzech kołach jest to, że umożliwia ono w szerokim stopniu zajęcie przez samolot najrozmaitszych położeń przy starcie i lądowaniu, a zarazem zmniejsza dążność samolotu do skapotowania; są to właściwości zbyt dobrze znane, by na ten temat tu się rozpisywać. Głównym argumentem przeciw szerszemu zastosowaniu podwozia trójkołowego był zarzut, że przednie koło wykazuje niestateczne wahania na kształt ruchu „shimmy". Jednym sposobem do wyrugowania tego ruchu „shimmy" jest stłumienie jego za pomocą tarcia; przy ciężkich maszynach to tarcie jest jednak tak intensywne, że koło tylko z trudem daje się sterować. Komitet N.A.C.A. przeprowadził studia analityczne ruchu „shimmy"; wykonał też doświadczenia, podczas których model przedniego koła wraz z jego nastawną konstrukcją wideł przymocowano do poruszającego się pasa. W wyniku tych badań dokonano ciekawego odkrycia. Jeśli bowiem obok obrotu kierunkowego wideł i swobody w ruchu obrotowym dookoła osi dawano kołu nieco swobody w ruchu bocznym, objawy „shimmy" ustawały bez zastosowania intensywnego tarcia.

## Start wielkich wodnosamolotów

Jest powszechną tajemnicą, że dla komunikacji transoceanicznej wybudowano wielkie sześciosilnikowe wodnosamoloty morskie o mocy 6000 KM i że podczas lotu wykorzystana będzie tylko połowa tej mocy. Zagadnienie startu wodnosamolotów morskich jest więc niezmiernie ważne; to też Komitet N.A.C.A. na to zagadnienie bardzo słusznie zwrócił uwagę. Wykazane na zjeździe N.A.C.A. i przytoczone niżej dane przedstawiają w skrócie osiągnięte w ostatnich latach postępy w tej dziedzinie. Wykazano, że nowoczesne ciężko załadowane wodnopłatowce ciężko odrywają się od wody, przy zastosowaniu bowiem szerokich kadłubów łodzi, ongiś podyktowanych koniecznością zredukowania do minimum oporu podwodnej części kadłuba, opór wodnosamolotu przy wielkich szybkościach okazał się zbyt duży. Przy zastosowaniu węższego kadłuba czas startu wynosił 58 sek. Przy zastosowaniu wysuniętego w górę tyłu zredukowano czas do 48 sek. Po usunięciu główek nitów czas zredukowano do 34 sek., a przy zachowaniu najlepszego położenia przy starcie zużyto 27 sekund. Chociaż w wywodach inżyniera Komitetu N.A.C.A. p. Starra Truscotta niewątpliwie jest trochę przesady, zupełnie jasne jest, że pracownie doświadczalne dały konstruktorom wodnosamolotów morskich wiele cennych informacyj. Poza tym zbadano dziś tak wiele form pływaków i kadłubów łodzi, że nie ma powodu do stworzenia osobliwych indywidualnych form. Jak niegdyś przez pewien czas konstruktorzy wypracowywali indywidualnie ujęte przekroje skrzydeł, a dziś wybierają tylko najodpowiedniejsze, tak samo rzecz się ma i tu. Specjalny nacisk kładzie Komitet na użycie jego wskaźnika kąta podłużnego pochylenia. Przy zastosowaniu wskaźnika kąta pochylenia i przestrzeganiu odpowiedniej instrukcji nowicjusz-pilot wodnopłatowca rzeczywiście może oderwać maszynę od wody dokładnie w tym samym czasie, co doświadczony pilot-weteran; widzowie, zwiedzający basen prób holowania, odnieśli głębokie wrażenie o zaletach tego przyrządu. Przyrząd jest właściwie czymś w rodzaju peryskopu. Pilot ma przed sobą małe okienko, w którym upozorowano widnokrąg i które zaopatrzono w skalę w stopniach. Wszystko to, co winien uczynić pilot, to utrzymać horyzont na z góry wyznaczonym poziomie.

## Katapulty (proce) dla samolotów transportowych

W dobrze poinformowanych kołach obiegały pogłoski, że gdzieś w stanie Indiana przeprowadzono doświadczenia z przesuwalną procą systemu gąsienicowego lub odrzutowego. Procę można ustawić w kierunku przeciwnym do wiatru; samolot ląduje w kierunku odwrotnym do ruchu pasa wzgl. startuje w kierunku zgodnym z nim. Wiele miarodajnych osób jest zdania, że prędzej czy później proce znajdą zastosowanie dla lądowych i wodnych maszyn handlowych. Komitet często zadawala się tym, że idzie w ślad za przemysłem i pilnie bada wyniki. W dziedzinie katapult N.A.C.A. objął kierownictwo przedstawiając kilka uderzająco prostych obliczeń:

1) dla samolotu przyszłości z obciążeniem skrzydeł, wynoszącym 35 funtów na stopę kwadratową (170 kg/m$^2$) i z obciążeniem mocy 10 funtów na KM (4,54 kg/KM), bez klap szczelinowych i bez śmigła o zmiennym skoku, konieczny jest przy starcie rozbieg długości 4000 stóp (1.018 km);

2) przy zastosowaniu śmigła o stałych obrotach, rozbieg ten zmniejsza się do 2100 stóp (535 m) długości;

3) przy użyciu śmigła o stałych obrotach razem z urządzeniem dającym wysoki spółczynnik nośności samolotu, odległość ta redukuje się w dalszym stopniu do 1800 stóp (458 m). Jest to rozbieg wciąż jeszcze za długi dla największych lotnisk. Dlatego Komitet radzi zastosować procę, dającą maksymalne przyspieszenie równe ½ g, które to przyspieszenie nie wywierałoby na samopoczucie pasażerów ujemnego wpływu;

4) ze śmigłem o stałych obrotach, zastosowaniem zwiększonego spółczynnika nośności i z katapultą długość startu wynosi tylko 1150 stop (292 m).

Dla maszyny DC-4 o wadze 60000 funtów (27.200 kg) proca musiałaby wykazać siłę odrzutu 15000 funtów (6.820 kg), co wymagałoby mocy 3200 KM; jest to napęd zbyt kosztowny. Dlatego Komitet przewiduje, co następuje:

„Konieczne okazuje się umieszczenie katapulty w środku lotniska we wgłębieniu. Katapulta musiałaby stać na obracalnej płycie, by można było ustawić ją w dowolnym kierunku, odpowiadającym najlepszym warunkom startu. Wytwarzanie mocy 3250 KM byłoby w tych warunkach zbyt uciążliwe i drogie. Jeśli jednakże zastosować koło zamachowe, któreby gromadziło w sobie energię i w ciągu 5 minut osiągnęło wymaganą szybkość, to okazuje się możliwe wydobycie niezbędnej siły odrzutu 15000 funtów za pomocą silnika elektrycznego o stosunkowo małej mocy i cenie, wyposażonego w koło rozmachowe o dogodnych wymiarach".

## Bezpośrednie sterowanie autożyra

W przeciwieństwie do ubiegłych lat stosunkowo nikłą uwagę zwracają dziś na zagadnienie płatów wirujących. Rotor o płatach zaostrzonych okazał się nieco korzystniejszy, niż płat prostokątny, wykazał bowiem lepszy stosunek nośności do oporu. Uczestnicy Zjazdu dowiedzieli się z elementarnego wykładu, że szybkobieżny rotor o wąskich płatach okazał się lepszy od rotoru wolnobieżnego o większym stosunku pola płatów do płaszczyzny obrotu. Wadą bezpośredniego sterowania autożyrem jest niestateczność drążka. Jeśli dla pikowania pilot wysuwa drążek naprzód, ręka jego jest raptownie pociągnięta. Kiedyś wiedziano, że wychylenie w górę końców skrzydeł zmniejsza tę niestateczność. Komitet stwierdza, że zwrócone do góry listewki, przymocowane na stałe do końców skrzydeł rotoru, zmniejszają niestateczność drążka w sposób zupełnie wystarczający.

## Zespół napędowy

Ciekawy jest spór między wytwórcami silników a instytutem w Langley Field na temat silników lotniczych Diesla. Przemysłowcy twierdzą, że wobec stosowania paliwa o liczbie oktanowej 106 i chłodzonych powietrzem silników o mocy 1500 KM, silniki Diesla tracą znacznie swoje szanse. W Langley Field są innego zdania, w szczególności stwierdzono, że jeśli przy ocenie średniego indykowanego ciśnienia (indicated middle effective, pressure) uwzględnić ciśnienie ładowania, to maksimum ciśnienia w cylindrze jest mniejsze w silniku Diesla. Stąd wniosek, że Diesel nie powinien ważyć więcej, niż silnik benzynowy. Winien dać większe oszczędności w paliwie, zmniejszyć niebezpieczeństwo ognia i t. d. Czyniony silnikowi Diesla zarzut byłby tylko wówczas uzasadniony, gdyby urzędy państwowe były skłonne do wyznaczenia środków na rozwój tego silnika w tak wysokim stopniu jak to uczyniono dla silnika benzynowego.

W ciągu zeszłego roku Komitet przeprowadził skrupulatne badania osłon i deflektorów dla otrzymania lepszych wyników chłodzenia od otrzymanych dotąd z normalnymi osłonami N. A. C. A.

Idealna maska dla chłodzonego powietrzem silnika gwiaździstego jest taka, w której odpowiednie chłodzenie idzie w parze z wysoką sprawnością aerodynamiczną na przelocie i na dużej szybkości; ale musi to być osłona, która jednocześnie daje dogodne chłodzenie przy małych szybkościach, a więc przy starcie i wznoszeniu. Dotyczy to zwłaszcza wielkich wodnosamolotów morskich. W wyniku tegorocznych badań stworzono osłonę o dwóch położeniach przedniej osłony szczelinowej. Dzięki tej osłonie pilot może nastawić szczeliny na dostateczne chłodzenie przy starcie lub wznoszeniu. Po ukończeniu wznoszenia pilot ruchem dźwigienki może nastawić chłodzenie na duże lub normalne szybkości lotu, kiedy to opór wzgl. aerodynamiczna sprawność osłony są znacznie powiększone. Ten rodzaj osłony stwarza przy niskich szybkościach największą różnicę ciśnień po obu stronach cylindra, jaką kiedykolwiek z osłonami osiągnięto; zarazem osłona ta odznacza się największą sprawnością przy dużych szybkościach przelotu. Prostotę konstrukcji takiej osłony pokazano w hangarze na przykładzie samolotu myśliwskiego marynarki. Normalna (dotąd używana) osłona N.A.C.A. ma tę wadę, że daje nadmiar chłodzenia przy wielkich szybkościach, zaś przy niskich szybkościach chłodzi niedostatecznie.

A teraz różne uwagi. Przy chłodzeniu wentylatorem i stosowaniu paliwa 100-oktanowego można powiększyć stopień sprężania i ciśnienia ładowania prawie bez żadnej detonacji. Przy chłodzeniu wentylatorem należy stosować dłuższe żeberka, niż przy normalnym chłodzeniu powietrzem. Linie lotnicze powinne dla oszczędności ściśle przestrzegać odpowiedniego składu mieszanki napędowej; w tym celu należy przeprowadzać racjonalną analizę gazów wydechowych. Nowo zaprojektowane deflektory w znacznym stopniu powiększyły wydajność chłodzenia. Zwykle deflektory wykorzystują dla chłodzenia tylko 1/5 rozporządzalnego ciśnienia, podczas gdy 4/5 tego ciśnienia straci się przy wylocie. Nowe deflektory wykazują o 100% większą wydajność.

### Projektowane badania

Muszę jeszcze krótko wspomnieć o niektórych projektowanych na przyszłość badaniach. *W sprawie śmigieł:* pomiary z kątem skoku do 60°, jaki stał się konieczny ze względu na wielkie szybkości i moce nowoczesnych maszyn; próby zamiany klasycznych przekrojów śmigieł R. A. F. 6 i Clark Y, dotąd stosowanych, na nowoczesne profile N.A.C.A. *W dziedzinie stateczności i zwrotności:* daleko idące postępy podstawowych badań, obejmujące całokształt tej dziedziny; próba ilościowego obliczenia stateczności, zwrotności i sterowności. Pożytek takiego ilościowego uchwycenia właściwości samolotu uznało liczne grono zainteresowanych. Na osiągnięcie tego celu należy jednak jeszcze poczekać. Być może minął już okres nowych frapujących aerodynamicznych wynalazków.

Reasumując wrażenia ze Zjazdu w Langley Field należy stwierdzić stały rozwój lotnictwa, osiągnięcie wielu zdobyczy naukowych oraz pożyteczne i bezpośrednie wykorzystanie ich przez konstruktora z wspaniałą zapowiedzią na przyszłość.

# NIEMIECKI INSTYTUT BADAŃ SZYBOWNICTWA*)

Inż. STANISŁAW PIĄTKOWSKI

W lipcu br. odbyły się w Niemczech Międzynarodowe Zawody Szybowcowe, po ukończeniu których, dzięki uprzejmości gospodarzy, zagraniczni zawodnicy i obserwatorzy mieli możność zwiedzenia D. F. S-u (Deutsches Forschungsinstitut für Segelflug) w Griesheim koło Darmstadtu.

Zapoznanie się z pracami DFS-u, najpoważniejszej instytucji badawczej szybownictwa na świecie, było tym bardziej interesujące, że niemiecka ekipa odniosła w Zawodach zdecydowane zwycięstwo indywidualnie i zespołowo, co było wynikiem przede wszystkim gruntownych podstaw naukowych, jakie daje szybownictwu niemieckiemu D. F. S.

D. F. S. powstał w 1925 roku jako oddział naukowo-techniczny Rhön-Rossitten-Gesellschaft (R. R. G.) — instytucji, której zadaniem był całokształt prac związanych z rozwojem szybownictwa, więc sprawy techniczne, szkoleniowe, organizacyjne i sportowe.

W 1933 r. RRG został rozwiązany. Wszystkie związki lotnicze zostały wcielone do Niemieckiego Związku Sportu Lotniczego (Deutscher Luftsportverband), a DFS usamodzielnił się.

Obecnie DFS pozostaje pod kierownictwem prof. Georgii'ego, znanego aerologa, który położył ogromne zasługi dla rozwoju szybownictwa.

DFS posiada następujące oddziały:
1. Konstrukcyjny — kierownik inż. Jacobs.
2. Bezogonowców — kierownik inż. Lippisch.
3. Przyrządów pokładowych — kierownik Dr. Muttray.
4. Mechaniki lotu — kierownik Dr. Muttray.
5. Aerologiczny — kierownik prof. Georgii.
6. Szkoleniowy — kierownik inż. Stamer.

*) Deutsches Forschungsinstitut für Segelflug — Darmstadt.

Służba bezpieczeństwa i porządkowa należy do formacji wojskowych.

D. F. S. mieści się w specjalnie dla niego wzniesionych zabudowaniach przy lotnisku w Griesheim.

1. **Oddział konstrukcyjny** zajmuje się opracowywaniem nowych konstrukcji szybowców i motoszybowców oraz ich budową. Konstruktorzy mają do swojej dyspozycji laboratorium aerodynamiczne i wytrzymałościowe, kompletnie wyposażone warsztaty, a przede wszystkim korzystają bezpośrednio z wyników prac badawczych innych oddziałów DFS-u.

Ciekawe jest, że Niemcy nie dmuchają w tunelu modelów, a osiągi i podstawy do obliczeń wytrzymałościowych otrzymują na drodze teoretycznej.

Doszli do tego na podstawie porównywania wyników obliczeń, pomiarów aerodynamicznych oraz pomiarów w locie.

Małe wymiary modelu sprawiają, że obliczenia aerodynamiczne są bliższe wartości rzeczywistych (zmniejszonych w locie), niż wyniki pomiarów w tunelu aerodynamicznym.

Natomiast wielką wagę przywiązują do analizy jakościowej (optycznej), opływów, więc przy doborze elementów konstrukcyjnych, jak przejścia skrzydła w kadłub, lotki, klapy, sloty, przerywacze — dalej dla badania wpływu skrzydła na usterzenie, korzystają z obserwacji w tunelu dymowym.

Wielką zaletą tej metody jest jej duża prostota, dzięki czemu, przy ciągłym korzystaniu z niej, konstruktor nabiera „czucia" w doborze kształtów aerodynamicznych, czego nie da mu najdłuższe nawet obcowanie z wagami.

Obliczenia wytrzymałościowe uzupełniają bardzo liczne próby statyczne i to nie tylko większych zespołów, jak skrzydło, kadłub, stery, a przede wszystkim drobnych ele-

mentów i typowych rozwiązań konstrukcyjnych. Dzięki temu zebrano rozwiązania „polecone" tzn. pewne i ekonomiczne a wyeliminowano z konstrukcji rzeczy niekorzystne.

Najnowsze konstrukcje D. F. S.-u szybowiec akrobacyjny „Habicht" i wyczynowy „Reiher" wnoszą do techniki szybowcowej cały szereg nowości i ulepszeń.

Charakterystyczne dla nich są przede wszystkim duże szybkości, jakie osiągnięto w lotach próbnych i tak: Habicht ma za sobą lot nurkowy z szybkością 420 km/godz, a Reiher — 260 km/godz.

Uniknięcie przy tych szybkościach drgań uzyskano przez wyważenie ciężarowe i aerodynamiczne wszystkich sterów (lotki syst. Frize ze starannie opracowaną szczeliną) oraz przez dużą sztywność całej konstrukcji.

Reiher jest bezwzględnie szybowcem o najlepszej aerodynamice.

W celu uniknięcia szkodliwych oporów w najwyższym stopniu, schowano wszystkie napędy, dźwignie sterów a nawet płozę amortyzującą. Dzięki temu osiągnięto nieprawdopodobnie wysoką lotność szybowca — 33 (w/g oświadczenia konstruktora inż. Jacobs'a).

Z warunków pracy i użytkowania szybowców wyczynowych wynika konieczność takiego ich opracowania, aby demontaż i montaż był prosty, łatwy i szybki oraz, aby nie powodował szybkiego zużywania okuć, bolców i napędów.

W tym względzie Reiher pobił również rekord: czas demontażu wynosi ok. 2 minut, podczas gdy dotychczas wahał się w granicach od 15 do 45 minut. Wszystkie bolce są wyjmowane zapomocą dźwigni, okucia skrzydłowe wewnątrz kadłuba mają prowadzenia, co zapewnia łatwe i niezawodne trafianie na siebie otworów współpracujących okuć, wreszcie napędy z kadłuba do skrzydeł są przenoszone zapomocą dźwigni zderzakowych (zderzaki regulowane zapomocą nakrętki, zabezpieczone — przeciwnakrętką).

Warsztaty są bogato wyposażone, zauważyliśmy m. in. pewne nieznane u nas pomoce warsztatowe, jak szczypce do klejenia klocków, do naciągania sklejki na kesonie skrzydłowym czy kadłubie (t. zw. Nasenzwinge cena 1.50 RM.).

2. **Oddział Bezogonowców** prowadzony przez inż. Lippisch'a podlega tajemnicy, więc nie mogliśmy go zwiedzić. W każdym razie istnienie specjalnego Oddziału zajmującego się bezogonowcami wskazuje na to, jakie znaczenie przywiązują Niemcy do tego układu.

3. **Oddział Przyrządów Pokładowych** zajmuje się z jednej strony konstrukcją i badaniem tanich, lekkich i prostych przyrządów pokładowych dla celów szybownictwa, z drugiej strony stara się rozwiązać wszelkie trudności, jakie przedstawiają obecnie pomiary w locie zapomocą przyrządów znajdujących się na pokładzie szybowca, czy samolotu. Dotyczy to przede wszystkim pomiaru przyśpieszeń, gdzie bezwładność i drgania własne przyrządu (zmienne zresztą z szybkością przyrostu przyśpieszeń) tak zmieniają rzeczywisty obraz zjawisk, że w chwili obecnej są wg. zdania jednego z gospodarzy (pracownika D. F. S.) prawie nie do użycia.

4. **Oddział Mechaniki Lotu.** Prace tego oddziału opierają się głównie na pomiarach toru szybowca zapomocą dwóch kinodeolitów.

Otrzymują w ten sposób przyśpieszenia, szybkości i charakterystyki aerodynamiczne.

Badania tego oddziału nie ograniczają się do szybowców tylko, przedmiotem pomiarów są również samoloty. Pokazano nam całą serię wykresów odnoszących się do pomiarów przyśpieszeń samolotów, biegunowych samolotów przy wznoszeniu, w locie poziomym i ślizgowym, a także biegunowe samolotu bez śmigła. Pomiary ostatnie wykonane na samolocie wyholowanym w powietrze przez inny samolot pozwalają na ocenę sprawności i innych charakterystyk śmigła oraz jego wpływu na własności samolotu, co interesuje DFS szczególnie ze względu na motoszybowce.

Dużym ułatwieniem w tych pracach jest wielka ilość sprzętu, jakim rozporządza DFS i to począwszy od szybowców szkolnych przez wyczynowe do różnych typów samolotów.

5. **Oddział Aerologiczny** zajmuje się badaniem wszelkich zjawisk zachodzących w atmosferze, a mających znaczenie dla szybownictwa. Ponieważ, jak wiemy, szybowników interesują obecnie nietylko prądy zboczowe, cumulusy i fronty burzowe, ale także wysoka termika (ze stratosferyczną włącznie), termika oceanów, i t. zw. minima aerologiczne — zakres pracy Oddziału Aerologicznego DFS jest bardzo rozległy.

Do badań swych DFS używa sondaży balonowych, wzlotów aerologicznych, obserwacji lotów ptaków, a przede wszystkim korzysta z doświadczeń uzyskanych przez szybowników.

Poza celami czysto naukowymi i przygotowaniem się do realizacji zamierzeń bardzo jeszcze odległych (loty wysokie — stratosferyczne, oceaniczne) już dziś rozpoczyna się uprawianie turystyki szybowcowej (przeloty docelowe, loty okrężne).

6. **Oddział Szkoleniowy** kształci pilotów doświadczalnych i instruktorów szybownictwa oraz opracowuje metody i instrukcje szkolenia.

*Robią to technicy i piloci w oparciu o wszystkie oddziały DFS-u,* co zapewnia najracjonalniejsze podejście do spraw szkolenia z punktu widzenia bezpieczeństwa i należytego wykorzystania sprzętu.

Celem wszystkich prac DFS-u jest przecież lot, więc nic dziwnego, że ostatnie słowo w sprawach szkolenia i latania należy do ludzi, którzy mają najlepsze przygotowanie techniczne i duże doświadczenie w pilotażu. Że wyniki połączenia w jednej instytucji wszystkich prac związanych z szybownictwem, od badań naukowych, przez konstrukcję aż do metod szkolenia, są dobre, mieliśmy możność przekonać się tak w czasie zawodów na Wasserkuppe, jak i przy zwiedzaniu niemieckich szkół szybowcowych i obserwacji ich pracy dnia codziennego.

# WIADOMOŚCI
## ZRZESZENIA POLSKICH PRZEMYSŁOWCÓW LOTNICZYCH

1. Z okazji dziesięciolecia swego istnienia Zrzeszenie Polskich Przemysłowców Lotniczych ufundowało na rok bieżący 8 stypendiów dla kształcących się w lotnictwie studentów 3-go i 4-go roku Politechnik Warszawskiej, Lwowskiej i Gdańskiej oraz dla uczniów zawodowych szkół lotniczych.

Ubiegający się o przyznanie stypendium winien złożyć podanie wraz z następującymi dokumentami: 1. Świadectwo o postępach studiów, podpisane przez Dziekana Politechniki lub przez Dyrektora Szkoły, 2. Stwierdzenie niezamożności, wystawione przez czynniki wiarogodne.

Podanie wraz z dokumentami należy składać do Zrzeszenia Polskich Przemysłowców Lotniczych, Warszawa, Wilcza 65 m. 1.

Ostateczny termin składania podań dzień 15 września 1937 roku.

2. Urząd Patentowy R. P. w nr. 6 swych wiadomości ogłosił udzielenie patentów na następujące wynalazki w zakresie lotnictwa:

Patent Nr. 25061 Tatra-Werke. Praga, Czechosłowacja. Gniazdo zaworu wydechowego do silników spalinowych.

24952 Józef Topolski. Warszawa Okęcie, Polska. Gaźnik bezpływakowy.

25059 Raoul Roland Raymond Sarazin. Saint Prix, Francja. Urządzenie do tłumienia drgań.

24943 I. G. Farbenindustrie Act. Ges. Frankfurt n/M. Niemcy. Środek do spawania magnezu i stopów magnezowych.

24994 Państwowe Zakłady Lotnicze. Warszawa Okęcie, Polska. Składane podwozie do samolotów.

24997 The Bristol Aeroplane Company Limited. Bristol, Wielka Brytania. Śmigło o śmigach wykonanych z miękkiego stopu.

25033 Charles Raymond Waseige. Rueil, Francja. Śmigło o zmiennym skoku.

# NOWE WYDAWNICTWA

**FLUGTECHNISCHES HANDBUCH, BAND IV.** Atmosphäre, Wetter, Physikalische und technische Tabellen, Ballone und Luftschiffe, Str. VI + 240 8⁰, z 89 rysunkami w tekście i XX + 26 tabelami — stanowi ostatni tom małej encyklopedii lotniczej wydawanej pod redakcją Dr. inż. R. Eisenlohra — Berlin — Lipsk 1937. Walter de Gruyter & Co. Cena 7.50 RM.

Poprzednie tomy tego pożytecznego wydawnictwa omówione zostały w Techn. Now. Lotn. 1936 — Nr. 6, 10 i 11. Tom czwarty i ostatni podobnie jak poprzednie podzielony jest na 2 części. Część pierwsza poświęcona jest atmosferze, meteorologii i tabelom, część druga balonom wolnym i sterowcom. I tu obok wydawcy spotykamy wśród świetnego zespołu współautorów nazwiska znane w Niemczech i za granicą jak: E. Miehlnickel, K. Wegener, K. Schreiber, A, Dahl, W. E. Dörr, Wittemann, H. Butterweck, A. Kolb.

Jednolitość pierwszej części jest zakłócona umieszczeniem tabel technologicznych, które raczej powinny się znajdować w drugiej części tomu pierwszego, omawiającego konstrukcję samolotu. Tu zaś bezpośrednio po meteorologii podawanie znormalizowanych półfabrykatów, dopuszczalnych naprężeń i t. p. razi nieco czytelnika. Nie mniej jednak tabele te zawierają wiele cennego materiału, któryby się przydał w każdym technicznym kalendarzu lotniczym.

Rozdział pierwszy traktujący o fizyce gazów i atmosferze z uwzględnieniem tropo- i stratosfery jest wprost nieoceniony dla zrozumienia i racjonalnego przedstawienia zjawisk meteorologicznych i nawigacji balonów i sterowców. Szkoda tylko, że nie uwzględniono atmosfery „Standard". Krótkie, przejrzyste i poglądowe, a zarazem bardzo celowe omówienie zasad termodynamiki, aeromechaniki, wpływu wilgoci, jonizacji atmosferycznej oraz akustyki i optyki atmosferycznej wprowadzają czytelnika w całokształt zagadnień związanych z atmosferą.

Meteorologia lotnicza omówiona została w sposób zanadto zwięzły. Uwzględniono tylko ogólne warunki równowagi pionowej i poziomej mas powietrza, przyczym pojęciem temperatury „ekwiwalentno-potencjalnej" operuje się tu jako znanym z wywodów o termodynamice. Omówiono tylko zasadniczy podział chmur i wyjaśniono wpływ obrotu ziemi (siły Coriolis'a) na ruch mas powietrza. Podano zasadę powstawania wirów (cyklony i antycyklony) jednak za mało poświęcono uwagi norweskiej szkole Bjerknes'a o teorii frontów, tak potrzebnej przy czytaniu map synoptycznych. Zato omówione zostały obszerniej czynniki niebezpieczne dla żeglugi powietrznej jak pioruny, obmarzanie, mgła i burzliwość powietrza. Krótkie ujecie pomiarów aerologicznych i przemożnego wpływu Atlantyku na pogodę w Europie zamyka stronę teoretyczną meteorologii — poczym czytelnik zapoznaje się z kluczem międzynarodowej służby meteor. i organizacją tejże służby w Niemczech. Tabele mechanicznych i fizykalnych wartości uzupełniają znakomicie poprzednie wywody.

Część druga rozpoczyna się opisem balonu wolnego i jego nawigacją, z uwzględnieniem historycznego rozwoju balonów. Czytelnik zapoznaje się więc z pojęciem siły podnośnej — znaczeniem nagrzania gazu i powietrza dla balonu wypełnionego i zmiękłego, prawami balastowania i t. p. Po opisie technicznym balonu wolnego i części składowych omówiono zastosowanie balonu wolnego dla celów sportowych, wojskowych i naukowych (loty wysokościowe). Balonowi na uwięzi poświęcono osobny rozdział traktujący o historii rozwoju tych balonów, o danych technicznych i ich obsłudze oraz o zastosowaniu balonów na uwięzi w czasie wojny światowej.

Stosunkowo dużo, bo około pół objętości książki poświęcono sterowcom. Po historii rozwoju sterowców gdzie Graf von Zeppelin ma poczesne miejsce, następuje opis techniczny konstrukcji sterowców i ich części z szczegółowym uwzględnieniem statku „Hindenburg LZ 129". Podano następnie zarys nawigacji statkami powietrznymi, omówiono silniki lotnicze specjalne dla sterowców, a opisem portów lotniczych (niemieckich) i urządzeń przyziemnych zakończono tę pożyteczną pracę zbiorową.

Książka aczkolwiek napisana drobnym drukiem posiada ładną formę zewnętrzną — daje się czytać jak powieść przez swoją bezpośredniość — prostotę w ujmowaniu zagadnień i przystępną formę treści. Mimo tych zalet sposób omawiania zagadnień jest dość ścisły.

W polskiej literaturze techniczno - lotniczej odczuwa się brak podobnego „Handbuch'u".

*F. J.*



PRZEDPŁATA w kraju (z przesyłką): kwartalnie zł. 4.50, półrocznie zł. 9.00, rocznie zł. 18,00. Zagranicą z przesyłką zł. 24.00 rocznie. Cena pojedyńczego numeru zł. 1.50. Wpłaty należy dokonywać na konto P. K. O. Nr. 28.358 lub pocztowymi przekazami rozrachunkowymi (rozrachunek Nr. 283), wolnymi od opłat pocztowych.

**Wydawca:** ROMAN NOWICKI. REDAKCJA i ADMINISTRACJA: **Czerwonego Krzyża 21/23 m. 35**
**Redaktor odp.:** TADEUSZ STAWIŃSKI **tel. 2.08.52, czynne codziennie od godz. 17 do 18.**

4029 — Zakłady Drukarskie W. Piekarniaka. Warszawa. Ordynacka 3. tel. 644-59.